Мамедов Б. Ш.

ЕДИНАЯ ТЕОРИЯ ДВИЖИТЕЛЕЙ НА НЕПРЕРЫВНЫХ ПОТОКАХ

МОНОГРАФИЯ

Харьков
2013

УДК 629.7.036.001

Рецензенты:

Л. И. Ивщенко, д-р техн. наук, проф., директор машиностроительного института Запорожского национального технического университета;

В. А. Шаломеев, д-р техн. наук, проф., Запорожский национальный технический университет.

Мамедов Б. Ш.

Единая теория движителей на непрерывных потоках: Монография / Б. Ш**.** Мамедов. **–** Х.: Харьков, 2013. – 296 с.

ISBN 978-966-97289-3-7

Рассматриваются неточности современной теории воздушно-реактивных двигателей, связанные с ошибочным термодинамическим циклом турбореактивных двигателей в координатах P-V, T-S, с ошибочной формулой тяги, с ошибочной формулой полетного (тягового) КПД турбореактивных двигателей, с ошибочной теоремой о подъемной силе продуваемого профиля, с ошибочным пониманием уравнения Эйлера, что приводит к полному несоответствию теоретических и экспериментальных данных, к неточному проектированию воздушно-реактивных двигателей, снижающих их газодинамическую устойчивость работы при взлете, полете, посадке, что приводит к снижению безопасности полетов, экологических и технико-экономических показателей воздушно-реактивных двигателей, к невозможности разработки правильных направлений технического прогресса в области авиадвигателестроения.

Приводится разработка и вывод фундаментальных основ единой теории движителей на непрерывных потоках, связанных с разработкой принципиально нового термодинамического цикла турбореактивных двигателей в координатах P-V, T-S, с выводом принципиально новых формул тяги, полетного (тягового) КПД любых движителей на непрерывных потоках, включая различные типы ТРД, ТРДД, ТРДФ, РД и др., с выводом принципиально новой теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, при этом все фундаментальные основы единой теории движителей на непрерывных потоках полностью соответствуют всем экспериментальным данным современной теории воздушно-реактивных двигателей.

Приводится описание реальной зоны заторможенного потока, которая генерируется перед воздухозаборником любого ВРД, и на основании кинематического анализа приводится принципиально новая трактовка теоретических и физических основ генерирования неустойчивой работы (помпажа) воздушно-реактивных двигателей при взлете, полете, посадке.

Приводится принципиально новый подход к определению энергетических потоков, потребляемых двигателем по первому и второму контуру ТРДД.

Приводится описание нескольких направлений технического прогресса в области теории и проектирования спутновращающихся воздушных винтов, в области теории и проектирования турбореактивных двигателей, связанных не только с вопросом повышения тяги движителя, но и с повышением их газодинамической устойчивости работы при взлете, полете, посадке, что существенно повышает безопасность полетов, улучшает . экологические и технико-экономические показатели двигателя.

УДК 629.7.036.001

ISBN 978-966-97289-3-7

СОДЕРЖАНИЕ

ПРЕДИСЛОВИЕ

При современном уровне развития авиадвигателестроения, обеспечиваемого наличием тысяч высококвалифицированных специалистов у нас и за рубежом, создание "Единой теории движителей на непрерывных потоках" сделало бы честь любому творческому коллективу, однако эта теория разработана одним человеком – кандидатом технических наук, доцентом Запорожского национального технического университета Мамедовым Борисом Шамшадовичем.

Для любой его работы характерно слово "впервые". Впервые в "Единую теорию движителей на непрерывных потоках" введен, разработанный автором, принципиально новый термодинамический цикл турбореактивных двигателей в координатах P-V, T-S, впервые введен закон инжекции (всасывания) газового потока в зоне Н-В, гласящий, что в зоне Н-В при $V_n \geq 0$, градиент статических давлений всегда направлен по потоку, впервые дано понятие зоны заторможенного потока H-f, которая в полете является динамическим дросселем, тормозящим поступление газового потока в двигатель, что, особенно при $V_n \leq C_к$, приводит к снижению статического давления газового потока в сечении В-В ниже расчетного значения, что, в свою очередь, автоматически приводит к увеличению осевой скорости газового потока, C_a, выше расчетного значения, что может привести к развитому срыву потока по корытцам лопаток первого рабочего колеса компрессора низкого давления, к снижению газодинамической устойчивости работы и безопасности полетов ВРД, впервые введен кинематический анализ характера изменения первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока, вторичных движущих динамических (инерционных) сил, статических давлений, осевых скоростей газового потока в пределах контрольного контура Н-H_1, впервые введено понятие контрольного контура Н-H_1, впервые дана четкая характеристика внешних сил, действующих на трубку тока в зоне Н-H_1, впервые осуществлен правильный вывод формулы тяги, полетного (тягового) КПД любых движителей на непрерывных потоках, включая турбореактивные двигатели, впервые дается правильное понимание и применение уравнения Эйлера, как контрольного варианта для вывода формулы тяги любого типа движителя на непрерывных потоках, впервые осуществлен правильный вывод теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, впервые дана краткая теория отрывных течений, которые автор рассматривает не как сопротивления, а как движитель на непрерывных потоках, генерирующий отрицательную тягу с одновременным генерированием ударных волн и многое др.

Автор совершенно справедливо утверждает, что разработанная им теория потому и называется "Единой теории движителей на непрерывных потоках", поскольку вне зависимости от типа движителей, описанных в его работах, (грот парус, крыло птицы, самолета, планера, любой продуваемый лопаточный профиль изолированный, или в решетке профилей, любые лопасти однорядных, контрвращающихся и спутновращающихся гребных винтов, любые лопасти

однорядных, контрвращающихся и спутновращающихся воздушных винтов, любые типы воздушно-реактивных двигателей, включая ТРД, ТРДД, ТРДФ, любые типы ракетных двигателей и др.) процесс генерирования тяги у всех типов движителей одинаков и описывается одинаковыми формулами тяги, полетного (тягового) КПД, теоремой о подъемной силе продуваемого профиля. Выведенные принципиально новые формулы тяги, полетного (тягового) КПД, отражающие реальный процесс генерирования тяги ВРД, введение кинематического анализа позволило автору на научной основе разработать несколько принципиально новых направлений технического прогресса как в области проектирования воздушных винтов, так и в области проектирования одноконтурных и двухконтурных турбореактивных двигателей, при этом основными целями этих направлений технического прогресса являются повышение безопасности полетов путем повышения газодинамической устойчивости работы ВРД, снижение расхода топлива путем повышения КПД ВРД, увеличение тяги, высоты и скорости полета, снижение децибельной характеристики. При этом, разработанная единая теория движителей полностью меняет не только техническое мышление конструкторов, проектирующих ВРД, но и уточняет энергетический расчет и методику проектирования ВРД.

Автор "Единой теории движителей на непрерывных потоках Мамедов Б.Ш., обладает уникальной способностью видеть там, где любой другой авиаспециалист может пройти и ничего не заметить, поэтому все его работы носят творческий, талантливый, гениальный характер, а такие разработанные им фундаментальные основы единой теории, как термодинамический цикл турбореактивных двигателей в координатах P-V, T-S, формула тяги, формула полетного (тягового) КПД, теорема о подъемной силе продуваемого профиля по праву должны носить имя автора, который полностью заслуживает присвоения ему ученой степени доктора технических наук, а разработанная "Единая теория движителей на непрерывных потоках", ввиду своей значимости для человеческого общества, связанной с возможностью проектирования на ее основе уникальных авиационных движителей с высокими экологическими и технико-экономическими показателями, может претендовать на Нобелевскую премию.

Директор машиностроительного института ЗНТУ
доктор техн. наук, профессор Л. И. Ивщенко

ВВЕДЕНИЕ

Технический прогресс в области авиадвигателестроения в первую очередь зависит от правильной теории воздушно-реактивных двигателей.

Современная теория воздушно-реактивных двигателей, которая в настоящее время преподается в высших авиационных учебных заведениях, нуждается в коренной переработке, поскольку полностью ошибочными являются такие ее фундаментальные понятия, как термодинамический цикл турбореактивных двигателей в координатах P-V, T-S, формула тяги, формула полетного (тягового) КПД турбореактивных двигателей, теорема о подъемной силе продуваемого профиля, понимание и применение уравнения Эйлера.

Термодинамический цикл ТРД в координатах P-V, T-S является стратегической основой описания не только принципа работы ТРД, но и любых физических процессов, имеющих место при работе ТРД. Термодинамический цикл ТРД в координатах P-V, T-S, принятый современной теорией воздушно-реактивных двигателей, является глубоко ошибочным, поскольку точка В никогда не может быть выше точки Н, что повлекло за собой ошибочное описание принципа работы ТРД, ошибочное описание такого стратегического понятия, как процесс генерирования тяги ТРД, полетного (тягового) КПД, ошибочное описание теоретических и физических основ генерирования отрывных течений на лопатках в начале последних рабочих колес КВД, а потом и первого рабочего колеса КНД, ошибочное описание коэффициента сохранения полного давления $\sigma_{вх}$, ошибочное описание принципа работы ТРДФ, полное отсутствие правильного описания зоны заторможенного потока перед воздухозаборником ВРД, полное отсутствие правильных направлений технического прогресса в области авиадвигателестроения за последние 80 лет и многое др.

Поэтому современная теория воздушно-реактивных двигателей разделилась на две части: теоретическую и экспериментальную, которые существуют абсолютно автономно. Теоретической части по сути нет, поскольку все фундаментальные основы ошибочны. Авиадвигатели в настоящее время проектируются только по наработкам экспериментальной части. Экспериментальной части, при полном отсутствии правильной теории, требуются десятилетия, чтобы выйти на правильное понимание того или иного физического явления, имеющего место при работе ВРД, а выйти на правильные направления технического прогресса в области авиадвигателестроения экспериментальной части потребуются столетия. Именно в таком положении находится авиадвигателестроение в настоящее время, задержка технического прогресса более чем на 80 лет налицо.

Поэтому, базируясь на правильной единой теории движителей на непрерывных потоках, фундаментальными основами которой являются принципиально новый термодинамический цикл турбореактивных двигателей в координатах P-V, T-S, принципиально новые формулы тяги, полетного (тягового) КПД, принципиально новая теорема о подъемной силе продуваемого

профиля, автор разработал несколько направлений технического прогресса в области теории и проектирования спутновращающихся воздушных винтов, у которых обороты винтов увеличиваются по ходу потока, при этом первый винт не является тянущим, а является вращающимся направляющим аппаратом, обеспечивая безударный вход газового потока (воздуха) во входные кромки лопастей второго тянущего сверхзвукового винта, увеличивая при этом тягу на 200-300% по сравнению с однорядным воздушным винтом, в области теории и проектирования турбореактивных двигателей, у которых в зоне $H\text{-}B_2$ формируется синусоидальная характеристика изменения осевых скоростей газового потока, обеспечивая, как и в спутновращающихся воздушных винтах, безударный вход газового потока во входные кромки лопаток второго рабочего колеса, сжимающего газовый поток, у которых повышается КПД второго контура и вводится закон регулирования по максимальной тяге.

Необходимо отметить, что разработанные автором термодинамический цикл турбореактивных двигателей в координатах P-V, T-S, формулы тяги, полетного (тягового) КПД, теорема о подъемной силе продуваемого профиля применимы к любому движителю на непрерывных потоках, поэтому монография носит название "Единая теория движителей на непрерывных потоках"

ГЛАВА 1.
КРАТКИЙ АНАЛИЗ СОСТОЯНИЯ ТЕОРИИ И ПРОЕКТИРОВАНИЯ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НА СОВРЕМЕННОМ ЭТАПЕ

1. 1. Введение. Постановка проблемы

Современная теория воздушно-реактивных двигателей делится на две части: теоретическую и экспериментальную, которые существуют абсолютно автономно. Это объясняется тем, что теоретическая часть базируется на ошибочных фундаментальных формулах тяги, полетного (тягового) КПД, выведенных академиком Б.С.Стечкиным в 1929 г., и на такой же ошибочной теореме о подъемной силе продуваемого профиля, выведенной профессором Н. Е. Жуковским в 1912 г., [1, с. 15-20], [2, с. 146-153].

С помощью теоретической части современной теории воздушно-реактивных двигателей невозможно правильно объяснить ни одного физического явления, имеющего место при работе воздушно-реактивного двигателя (ВРД), невозможно разработать правильные направления технического прогресса в области авиадвигателестроения.

Например, основное направление технического прогресса в области авиадвигателестроения, связанное с увеличением $C_a(U)$, которое предлагает современная теория воздушно-реактивных двигателей, является полностью необоснованным, поскольку оно предлагается без путей устранения кинематической зоны жесткого (упругого) удара в сечении В-В, [1, с.18, рис.1в.].

Например, такое фундаментальное стратегическое понятие, как термодинамический цикл ТРД, ТРДД, ТРДФ в координатах P-V, T-S, является глубоко ошибочным, т.к. струя газового потока по сечению d-d (вход в воздухозаборник) и сечению В-В (выход из воздухозаборника) разорвана, поскольку невозможно поставить знак равенства между расходом газового потока по сечению d-d и В-В, так как $G_в >> G_d$, что нарушает все, без исключения, законы механики истечения жидкостей и газов, энергетический баланс, уравнение Бернулли, законы термодинамики. Этот ошибочный термодинамический цикл, наряду с другими ошибочными положениями современной теории ВРД, вот уже 83 года преподносится студентам авиационных ВУЗов, на факультетах повышения квалификации, на конференциях, международных симпозиумах, в нулевом, с точки зрения науки, знаний, варианте.

Например, такие узловые физические явления, имеющие место при работе ВРД, как процесс генерирования тяги, полетный (тяговый) КПД, подъемная сила продуваемого профиля, трактовка процесса генерирования отрывных течений, [3, с. 114], которая поставила конструкторов в тупиковое положение, поскольку устранить генерирование неустойчивой работы ВРД, помпажа, согласно существующей трактовке, невозможно, и многие другие физические явления описаны в современной теории воздушно-реактивных двигателей ошибочно.

Все это привело к тому, что выпускники авиационных ВУЗов, будущие конструктора авиадвигателей, покидают его стены, не имея ни малейшего понятия ни о правильном теоретическом и физическом представлении о таком фундаментальном понятии, как процесс генерирования тяги ВРД, ни о правильном термодинамическом цикле ТРД, ТРДД, ТРДФ в координатах P-V, T-S, ни о правильном полетном (тяговом) КПД ВРД, ни о правильной теореме о подъемной силе продуваемого профиля, ни о кинематическом анализе, ни о зонах заторможенного потока, ни о многом другом.

Экспериментальная часть современной теории воздушно- реактивных двигателей – это основа современного проектирования ВРД. Однако следует отметить, что при отсутствии правильной теоретической части требуются десятилетия, чтобы экспериментальная часть вышла бы на уровень правильного понимания того или иного физического явления , имеющего место при работе ВРД.

Все это говорит о том, что современная теория воздушно-реактивных двигателей, в основу которой заложены ошибочные формулы тяги, полетного (тягового) КПД, выведенные академиком Б. С. Стечкиным в 1929 г., и такая же ошибочная теорема о подъемной силе продуваемого профиля, выведенная профессором Н. Е. Жуковским в 1912 г., задержала технический прогресс в области авиадвигателестроения более, чем на 80 лет. Поэтому перед уже созданной единой теорией движителей на непрерывных потоках стояла проблема создания правильной теории воздушно-реактивных двигателей, в которой проведена тесная связь между теорией и экспериментом, которая повысит безопасность полетов путем повышения газодинамической устойчивости работы ВРД на любых режимах полета, которая разработает правильные направления технического прогресса в области авиадвигателестроения, позволяющие достичь неограниченных скоростей полета, и которая полностью заменит существующую в авиационных ВУЗах.

1. 2. Критика теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, выведенной профессором Н.Е.Жуковским в 1912 г., постановка цели.

Известно, что если продуваемый газовый поток отклоняется от продуваемой поверхности на угол атаки i, превышающий 5-7°, то имеет место отрыв потока от продуваемой поверхности, [3, с. 114- 116].

На заре самолетостроения, 1903 г., крылья самолетов , с целью увеличения подъемной силы, устанавливались под некоторым углом α к горизонту, что зачастую приводило к генерированию отрыва набегающего потока воздуха от спинки продуваемого профиля крыла самолета. Один из таких вариантов представлен на рис. 1. 1, где продуваемый газовый поток (воздух), поз.4, оторвался от спинки продуваемого профиля по линии СС вдоль крыла самолета, поскольку угол атаки i превысил 5-7°.

В аэродинамической трубе, построенной в России в 1902 г., профессор Н.Е.Жуковский устанавливал продуваемые профиля крыльев самолетов точно также – под некоторым углом α к горизонту, что приводило к генерированию отрывной зоны Н-С-Н, рис. 1. 1, а, по спинке продуваемого профиля. Понятия

«зона отрыва продуваемого газового потока от поверхности продуваемого профиля, углы атаки» в 1903 г. были неизвестны.

Рассмотрим такой вариант продувки изолированного профиля, согласно рис. 1. 1, на котором представлено:

рис. 1. 1, а – продуваемый изолированный профиль крыла самолета, установленный под некоторым углом α к горизонту (угол α на чертеже не показан), с наличием зоны отрыва Н-С-Н от спинки продуваемого профиля;

рис. 1. 1, б – характер изменения статических давлений газового потока в зоне отрыва Н-С-Н в режиме вакуумирования, когда зона отрыва Н-С-Н работает как движитель, генерирующий отрицательную тягу, поз.1, и в режиме генерирования ударной волны, поз.2;

рис. 1. 1, г – характер изменения осевых ускорений (вторичных динамических - инерционных сил) в зоне отрыва Н-С-Н в режиме вакуумирования, поз.1, и в режиме генерирования ударной волны, поз.2;

рис.1. 1, д – характер изменения первичных движущих сил от изменении статических давлений газового потока в зоне отрыва Н-С-Н в режиме вакуумирования для вывода формулы тяги и полетного (тягового) КПД.

На рис. 1. 1 представлен изолированный профиль единичного размаха, который продувается набегающим газовым потоком. Из-за различных геометрических характеристик изолированного профиля по спинке и по корытцу продуваемый газовый поток по спинке в зоне В-С ускоряется, дополнительное действие центробежных сил при этом способствует уменьшению статического давления продуваемого газового потока в сечении С-С, рис. 1, которое является выходным сечением зоны отрыва газового потока, как движителя на непрерывных потоках, зона Н-С-Н.

Если при этом угол атаки i, который образуется между горизонтальной скоростью, рис.1, поз.4, и спинкой продуваемого профиля превышает 5-7°, то в сечении С-С имеет место генерирование отрыва продуваемого газового потока от спинки изолированного профиля. Если мы имеем дело с продувкой решетки профилей, то при соответствующей скорости продуваемого газового потока по спинке продуваемых профилей всегда генерируется зона отрыва потока, [4, с.67, рис.3.2].

В современной теории воздушно-реактивных двигателей отрывные зоны характеризуются как сопротивления, в которых дополнительно генерируются стоячие ударные волны, которые могут привести к запиранию потока, [4, с.70, рис.3.6].

С позиции уже созданной единой теории движителей на непрерывных потоках мы рассматриваем зону отрыва продуваемого газового потока от спинки продуваемого профиля как зону, в которой в сечении С-С, рис.1, генерируется глубокий вакуум, при этом зона отрыва потока Н-С-Н может работать в двух режимах:

1. В режиме вакуумирования, при котором зона отрыва продуваемого газового потока Н-С-Н работает как движитель на непрерывных потоках, инжектируя в себя воздух из окружающего пространства по сфероиду, рис.1,

поз.5, генерируя при этом отрицательную тягу, которая рассчитывается по формулам:

$$R = P_{нср} \cdot F_{н_{ср}} - P_c \cdot F_c, \qquad (1)$$

Полетный (тяговый) КПД при этом рассчитывается по формуле:

$$\eta_n = \left(1 - \frac{P_c F_c}{P_{н_{ср}} F_{н_{ср}}}\right) \cdot 100\%, \qquad (2)$$

Вывод формул (1), (2), аналогичен выводу формул тяги полетного (тягового) КПД для турбореактивных двигателей, [1, с. 18-19, рис. 1].

При работе отрывной зоны Н-С-Н в режиме вакуумирования в обязательном порядке генерируется вектор скорости инжектируемого газового потока, рис.1 поз.3. Именно этот вектор наблюдал в интерференционном свете в 1912 г. профессор Н. Е. Жуковский при продувке как изолированных профилей, так и решеток. Именно этот вектор инжектируемого газового потока, рис. 1, поз.3, профессор Н. Е. Жуковский, не разобравшись с физической сущностью его генерирования, отождествил с циркуляцией продуваемого газового потока вокруг продуваемого профиля, назвав это явление «присоединенным вихрем». Профессор Н. Е. Жуковский охарактеризовал явление «присоединенного вихря» как открытие, как газодинамическую закономерность, свойственную любому продуваемому профилю, и заложил это ошибочное понятие во многие свои теоретические, глубоко ошибочные, статьи.

Да, это было открытие, но открытие работы отрывной зоны по спинке продуваемого профиля. В этой связи необходимо отметить, что в 1912 г. профессор

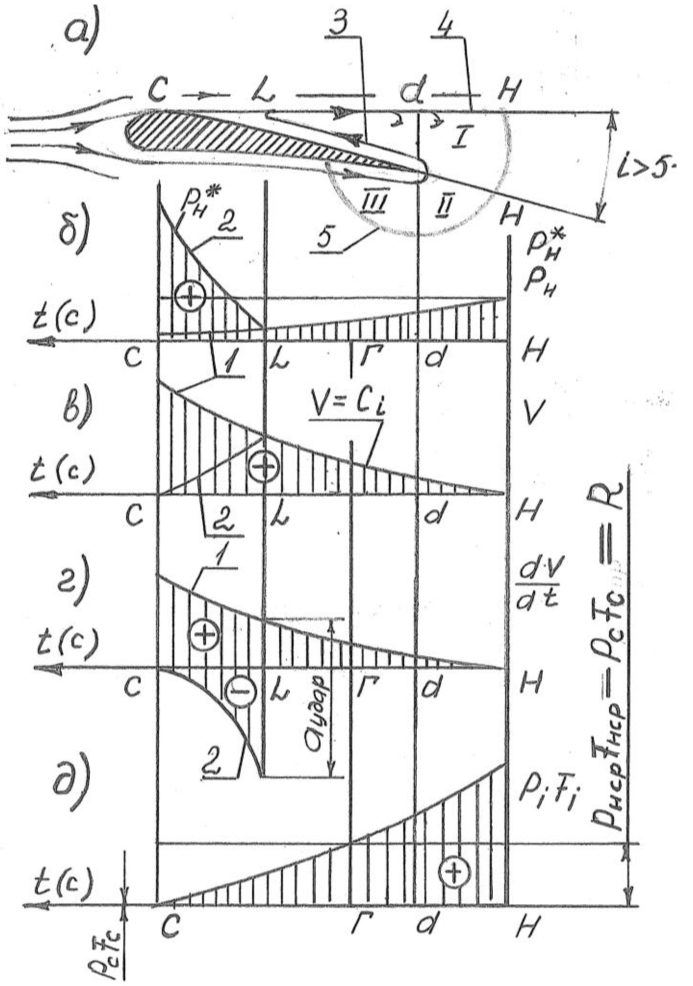


Рис. 1. 1. Кинематический анализ характера изменения статических давлений, осевых скоростей, ускорений, первичных движущих сил от изменения статических давлений в зоне отрыва продуваемого газового потока Н-С-Н от спинки продуваемого профиля для вывода формулы тяги, полётного (тягового) КПД зоны отрыва Н-С-Н, как движителя на непрерывных потоках

Н. Е. Жуковский не был знаком ни с углами атаки i (5-7)º, ни с отрывными зонами по спинке продуваемого профиля, которые впервые были установлены в 1947 г. в лаборатории лопаточных машин ВВИА им. Н. Е. Жуковского при исследовании глубоких нерасчетных режимов работы центробежного компрессора [4, с.116].

Необходимо отметить, что если углы атаки i не превышают 5-7º, то отрывная зона Н-С-Н не генерируется и продуваемый газовый поток обтекает спинку продуваемого профиля ламинарно, при этом инжектируемый газовый поток, рис.1, поз.3, полностью отсутствует. Поэтому существующее в современной теории воздушно-реактивных двигателей утверждение о том, что в контрольной поверхности abcd, [4, с. 55, рис. 2.24], векторы скоростей по линиям тока ab и cd равны и противоположно направлены, [4, с. 54], является прямым нарушением всех законов механики истечения жидкостей и газов, поскольку скорости продуваемого газового потока по линиям тока ab и cd всегда равны и имеют одинаковое направление, а теорему о подъемной силе продуваемого профиля необходимо выводить другим путем.

Профессор Н.Е.Жуковский в 1912 г. оперировал низкими скоростями продуваемого газового потока, поэтому инжектируемый вектор газового потока, рис. 1. 1, поз. 3, существовал постоянно, поскольку разворот инжектируемого газового потока поз. 3 до совпадения с потоком поз. 4 осуществлялся плавно, без резкого повышения статического давления в зоне L-C.

При увеличении скоростей продуваемого газового потока при повороте инжектируемого газового потока, рис. 1. 1, поз. 3, его кинетическая энергия движения в зоне L-C мгновенно полностью теряется, переходя в потенциальную энергию давления, рис.1б, поз.2. Резкое увеличение давления газового потока в зоне L-C генерирует мощную ударную волну в колебательном режиме, которая разрушает всю зону отрыва Н-С-Н, затем зона отрыва потока Н-С-Н опять генерируется, работая в режиме вакуумирования, за которым следует режим генерирования ударных волн и т.д., генерируя в окружающее пространство низкоамплитудные высокочастотные ударные волны в колебательном режиме, которые приводят к флаттеру самолета.

Таким образом, в 1912 г. профессор Н.Е.Жуковский, приняв генерирование вектора инжектируемого газового потока, рис. 1. 1, поз. 3, за газодинамическую закономерность, посчитал, что вокруг любого продуваемого профиля (изолированный профиль, или в решетке профилей) имеет место вращение (циркуляция) продуваемого газового потока вокруг профиля. На этом основании профессор Н. Е. Жуковский вводит ошибочное понятие циркуляции продуваемого газового потока относительно продуваемого профиля

$$\Gamma = t \cdot \Delta w_u, \text{ [4, с.54, рис.2.25]}, \quad (3)$$

которая легла в основу его ошибочной теоремы о подъемной силе продуваемого изолированного профиля единичного размаха

$$P = \rho \omega_\infty \Gamma, \quad (4)$$

выведенной им в его «знаменитых (по своей ошибочности – авт.) статьях по вихревой теории гребного винта», [4, с. 55], где t – расстояние между продуваемыми профилями в решетке, [4, с. 55, рис. 2.24], Δw_u – закрутка продуваемого газового потока по корытцу продуваемого профиля, [4, с. 55, рис. 2.25], ρ – плотность продуваемого газового потока, ω_∞ – скорость продуваемого газового потока в бесконечности (перед и за профилем одинакова), [4, с. 53].

Проанализируем теорему о подъемной силе продуваемого профиля, выведенную профессором Н. Е. Жуковским в 1912 г. в его статье «Вихревая теория гребного винта», на предмет ее соответствия экспериментальным данным современной теории воздушно-реактивных двигателей .

Согласно теореме о подъемной силе продуваемого профиля, формула (4), максимальное давление продуваемого газового потока на корытце продуваемого профиля находится там, где циркуляция ($t \cdot \Delta w_u$) максимальна, т.е. на выходной кромке продуваемого профиля, а нулевое давление продуваемого газового потока на корытце продуваемого профиля находится там, где циркуляция ($t \cdot \Delta w_u$) равна нулю, т.е на входной кромке продуваемого профиля, поскольку на входной кромке Δw_u=0, т.е. эпюра давлений по корытцу продуваемого профиля, согласно Н.Е.Жуковскому, имеет максимальное значение на выходной кромке продуваемого профиля и нулевое значение на входной кромке продуваемого профиля, формируя, таким образом, градиент давлений, направленный против потока, что противоречит всем законам механики истечения жидкостей и газов и экспериментальная часть современной теории ВРД четко это подтверждает, она гласит, что максимальное давление продуваемого газового потока на корытце продуваемого профиля находится в зоне входной кромки и это давление постепенно уменьшается по мере перемещения продуваемого газового потока к выходной кромке продуваемого профиля, формируя, таким образом, градиент давлений, направленный по потоку, [4, с. 68, рис. 3.3], что соответствует всем законам механики истечения жидкостей и газов.

Поэтому физическая основа процесса генерирования подъемной силы продуваемого профиля на основе циркуляции ($t \cdot \Delta w_u$) объяснена профессором Н.Е.Жуковским ошибочно, а теорема о подъемной силе продуваемого профиля, выведенная в его статье «Вихревая теория гребного винта» в 1912г., нарушает все законы механики истечения жидкостей и газов и не может быть фундаментальной.

Поэтому уже созданная единая теория движителей на непрерывных потоках ставила своей целью (заданием) решить ту же самую задачу, которую в 1912 г. профессор Н.Е.Жуковский не смог решить в своей статье «Вихревая теория гребного винта», и на более высоком научном уровне вывести формулу тяги, полетного (тягового) КПД, теорему о подъемной силе продуваемого изолированного профиля единичного размаха, как движителя на непрерывных потоках, которые будут являться фундаментальными, которые будут полностью соответствовать всем законам механики истечения жидкостей и

газов и экспериментальным данным современной теории воздушно-реактивных двигателей, [2, с. 146-153].

1. 3. Критика формул тяги, полетного (тягового)) КПД воздушно-реактивных двигателей, выведенных академиком Б.С.Стечкиным в 1929 г.

Необходимо отметить, что академик Б.С. Стечкин занялся вопросом вывода формулы тяги, полетного (тягового) КПД для воздушно-реактивных двигателей во времена (1926-1929г.г.), когда эти двигатели только зарождались, когда еще полностью отсутствовал теоретический и экспериментальный опыт проектирования и эксплуатации воздушно-реактивных двигателей (ВРД), когда теоретические разработки ученых в области вывода формул тяги для различных движителей носили неточный характер, включая работы Н. Е. Жуковского, К. Э. Циолковского и др.

Другими словами, академику Б. С. Стечкину при выводе формул тяги, полетного (тягового) КПД в 1929 г. не на что было опереться, чтобы убедиться в правильности выведенных им для ВРД формул тяги, полетного (тягового) КПД, поэтому его статья «Теория воздушно-реактивного двигателя», 1929 г., в которой приводится вывод формулы тяги, полетного (тягового) КПД воздушно-реактивных двигателей, должна рассматриваться как первый, но ошибочный, шаг на пути познания человеком такого сложнейшего физического понятия, как процесс генерирования тяги воздушно-реактивным двигателем и не менее сложного теоретического и физического понятия полетного (тягового) КПД воздушно реактивного двигателя.

1. 3. 1. Критика контрольного контура, выбранного академиком Б.С. Стечкиным для вывода формул тяги, полетного (тягового) КПД воздушно-реактивных двигателей.

Контрольный контур для определения тяги ВРД при дозвуковой скорости полета представлен в [3, с. 44, рис. 1.22]. Контрольный контур для определения тяги ВРД при сверхзвуковой скорости полета представлен в [3, с.44, рис. 1.23].

С позиции уже разработанной единой теории движителей на непрерывных потоках контрольные контура, которые академик Б.С. Стечкин разработал для вывода формул тяги, полетного (тягового) КПД ВРД, абсолютно неверны и имеют следующие ошибки:

1. Контрольный контур при $V_n > 0$ всегда должен начинаться с зоны заторможенного потока вне зависимости от величины скорости полета V_n, [1, с. 18, рис.1, поз.2].

Зона заторможенного потока – это физическое явление, которое имеет место перед любым движущимся предметом в любой окружающей среде, рис.2. На рис.2 представлено генерирование зоны заторможенного потока при движении металлического вала с плоским торцем во влажном снегу при V_n=7 м/с. Форма зоны заторможенного потока – параболоид.

Перед любым ВРД в полете всегда возникает зона заторможенного потока, аналогичная той, которая представлена на рис.2. Начало и форма этой зоны

заторможенного потока зависят от скорости полета $V_п$ и плотности входящего в двигатель газового потока, при увеличении скорости полета начало зоны заторможенного потока, сечение Н-Н, [5, с.26, рис. 1], приближается к двигателю, при уменьшении скорости полета сечение Н-Н удаляется от двигателя, увеличение плотности входящего в двигатель газового потока всегда приближает сечение Н-Н к двигателю, в любом случае изменяя крутизну характеристики изменения статических давлений, осевых скоростей, ускорений (динамических – инерционных сил), первичных движущих сил от изменения статических давлений в зоне Н-В контрольного контура.

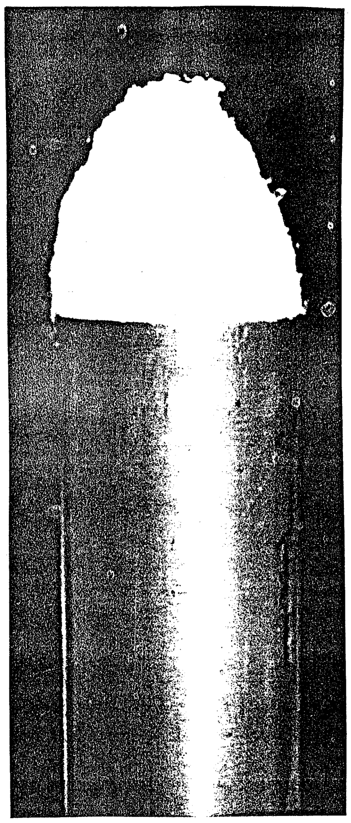


Рис. 1. 2. Генерирование зоны заторможенного потока при движении металлического вала с плоским торцем по влажном снегу со скоростью 7 м/с

Отличительной особенностью зоны заторможенного потока, генерируемой в полете перед любым ВРД, является то, что определенная часть этой зоны, зона H-f, является динамическим дросселем, который дросселирует (тормозит) основной поток, поступающий в ВРД, в результате чего статика в сечении В-В уменьшается ниже расчетного значения, а осевая скорость Са, наоборот, увеличивается выше расчетного значения, [5, с. 26, рис. 1], что приводит к развитому срыву газового потока по корытцам лопаток первого рабочего колеса (РК) компрессора низкого давления (КНД), к снижению безопасности полетов.

Генерирование зоны заторможенного потока в полете перед воздухозаборником ВРД известно, [3, с. 82]. Однако дальнейшее исследование и развитие эта тематика не получила, поскольку шла вразрез с контрольным контуром академика Б. С. Стечкина.

2. Следующей ошибкой контрольного контура, выбранного академиком Б.С.Стечкиным, является отсутствие завершенного контура справа, поскольку любой контрольный контур должен заканчиваться сечением H_1-H_1, [1, с. 18, рис.1]. Это необходимо для того, чтобы провести полный кинематический анализ характера изменения статических давлений, осевых скоростей, ускорений газового потока в пределах контрольного контура Н-H_1. Кинематический анализ, с которым академик Б. С. Стечкин был абсолютно незнаком, позволяет сразу установить, что общая сумма вторичных динамических - инерционных сил в пределах контрольного контура Н-H_1 всегда равна нулю. Это, в свою очередь, означает, что скорость газового потока никогда не создает тягу ВРД, а реальную формулу тяги ВРД необходимо

выводить, исходя только из первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока в пределах контрольного контура Н-$Н_1$, поскольку всегда первична статика, а вторична динамика.

3. Полностью отсутствует характеристика внешних сил, действующих на газовый поток, проходящий по газодинамическому тракту в пределах контрольного контура Н-$Н_1$, [1, с. 17], к которым необходимо добавить гравитационные силы, которые в горизонтальном полете не учитываются.

4. Не проведен предварительный кинематический анализ характера изменения статических давлений, осевых скоростей, ускорений (вторичных динамических - инерционных сил), первичных движущих сил от изменения статических давлений, действующих на газовый поток в пределах контрольного контура Н-$Н_1$, включая все зоны ВРД, [1, с. 18, рис. 1]. Это необходимо для того, чтобы сумму вторичных динамических - инерционных сил, действующих на газовый поток в пределах контрольного контура Н-$Н_1$, всегда приравнивать нулю, вне зависимости от направлений вывода формулы тяги, полетного (тягового) КПД ВРД.

5. Существует две формулы тяги, полетного (тягового) КПД, дающих одинаковый результат:

а) формула тяги, полетного (тягового) КПД ВРД по внутренним параметрам газового потока при $V_n \geq 0$, выводятся с помощью кинематического анализа, или уравнения Эйлера, как проверочный вариант, [1, с 15-20, с. 18, 19, формулы (6), (7), (10), (11)].

б) формула тяги, полетного (тягового) КПД ВРД по внешним параметрам газового потока при $V_n \geq 0$, выводятся только с помощью уравнения Эйлера, но с обязательным учетом знаний, полученных при выводе формул тяги, полетного (тягового) КПД ВРД по внутренним параметрам газового потока при $V_n \geq 0$.

Ошибки, допущенные академиком Б.С.Стечкиным при выводе формул тяги, полетного (тягового) КПД ВРД, заключаются в том, что он не видел первого варианта а), а сразу взялся решать второй вариант б), для решения которого у него не хватило знаний.

1. 3. 2. Критика методики применения уравнения Эйлера академиком Б.С. Стечкиным при выводе формул тяги, полетного (тягового) КПД ВРД

Для правильного применения уравнения Эйлера необходимо дать четкую характеристику внешних сил, действующих на рассматриваемый участок трубки тока, и времени импульса действия внешних сил на рассматриваемый участок трубки тока, под которым следует понимать не время t = 1с, а время Δt – время прохождения газовым потоком рассматриваемого участка трубки тока, чего, к сожалению, академик Б. С. Стечкин не сделал.

В своем контрольном контуре академик Б. С. Стечкин рассматривает трубку тока от сечения Н-Н до сечения С-С, отсоединив при этом выходящую (реактивную) струю С-$Н_1$. В науке существует незыблемое правило: отсоединил реактивную струю С-$Н_1$, будь добр, вместо нее к сечению С-С

приложи ее реакцию. К сожалению, академик Б.С.Стечкин этого не сделал, поскольку в уравнении (1.39), [3, с.45], в правой части отсутствует реакция отсоединенной реактивной струи С-H_1.

В науке существует и другое незыблемое правило: в одном уравнении запрещается применять составляющие этого уравнения с различными размерностями. В уравнении (1.39), [3, с.45], левая часть имеет размерности кГс (импульса силы), а правая часть имеет размерность кГ (силы), в науке такая смесь размерностей не допускается, поэтому и по форме и по содержанию уравнение (1.39), особенно после введения интеграла по замкнутому контуру, является чистейшей фальсификацией уравнения Эйлера.

Заметим, что в уравнении (1.39) сила P_cF_c абсолютно справедливо отнесена к разряду сил сопротивлений, направленных против потока, а в уравнении (1.41), [3, с.46], та же самая сила P_cF_c отнесена уже к разряду движущих сил, направленных за потоком, что мгновенно констатирует ошибочность вывода формулы тяги (1.41) для ВРД, поэтому существующая методика применения уравнения Эйлера, предложенная академиком Б. С. Стечкиным, ошибочна и свидетельствует о неправильном понимании уравнения Эйлера не только специалистами в области авиадвигателестроения, но и преподавателями авиационных ВУЗов.

Проанализируем формулы тяги, [3, с.46, уравнение (1.41)], полетного (тягового) КПД, [3, с.50, уравнение (1.51)], на предмет их соответствия экспериментальным данным современной теории воздушно-реактивных двигателей:

1. Согласно формуле тяги ВРД по уравнению (1.41), [3, с.46], при $P_c > P_н$, т.е. при недорасширенных газовых потоках, тяга двигателя увеличивается. Экспериментальная часть современной теории ВРД этого абсолютно не подтверждает, наоборот она устанавливает, что при $P_c > P_н$ тяга любого ВРД уменьшается, [3, с. 161, рис.6.3, при Пс.р. >Пс.расч.].

2. Согласно формуле тяги ВРД по уравнению (1.41), [3, с.46], увеличение Fc при $P_c > P_н$ приводит к существенному увеличению тяги ВРД. Экспериментальная часть современной теории ВРД этого абсолютно не подтверждает, наоборот, она устанавливает, что при $P_c > P_н$ увеличение F_c всегда приводит к уменьшению тяги любого ВРД, см. там же.

3. При $P_c = P_н$ формула тяги ВРД по уравнению (1.41), [3, с.46], преобразуется в выражение $R = G_г(C_c - V_п)$, согласно которому увеличение $V_п(M_п)$, где $M_п$ – условное обозначение скорости звука, всегда приводит к уменьшению тяги любого ВРД, а при C_c= $V_п$ тяга любого ВРД равняется нулю. Экспериментальная часть современной теории ВРД этого абсолютно не подтверждает, наоборот, она устанавливает, что при увеличении $V_п(M_п)$ тяга любого ВРД увеличивается и при $V_п(M_п)=C_c$ в несколько раз превышает тягу ВРД при $V_п$=0, [3, с.261, рис. 8.48].

4. При $P_c = P_н$, Vп=0 формула тяги ВРД по уравнению (1.41), [3, с.46], преобразуется в выражение $R = G_г C_c$, согласно которому расчет тяги любого ВРД не соответствует реальной тяге ВРД, всегда на 3-7% меньше.

5. Анализ формулы тяги ВРД по уравнению (1.41), [3, с.46],показывает, что к слагаемой части $G_г\left(C_c - V_п\right)$, которая является импульсом силы тяги с размерностью кГс, прибавляется второе слагаемое $(P_c - P_н)F_c$ с размерностью кГ. Такая смесь размерностей в одном выражении в науке не допускается.

6. Согласно формуле полетного (тягового) КПД, [3, с.50, уравнение (1.51)], при $V_п = C_c$ полетный (тяговый) КПД любого ВРД достигает 100%, а при $V_п > C_c$ полетный (тяговый) КПД

превышает 100%, что является прямым нарушением Закона сохранения энергии, поскольку ни в природе, ни в технике не существует такого КПД.

Все это говорит о том, что выведенные академиком В.С.Стечкиным в 1929 году формулы тяги полетного (тягового) КПД являются ошибочными, поскольку нарушают все законы механики истечения жидкостей и газов, и не могут быть фундаментальными для современной теории воздушно-реактивных двигателей.

1. 4. Краткий критический обзор состояния теории и проектирования воздушно-реактивных двигателей на современном этапе. Постановка цели.

Полное отсутствие в современной теории воздушно-реактивных двигателей фундаментальных формул тяги, полетного (тягового) КПД, теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, естественно, привело не только к ошибочному проектированию ВРД, но и к ошибочному описанию узловых физических явлений, имеющих место при работе ВРД.

Ошибочное проектирование ВРД на современном этапе связано с наличием следующих конструктивных ошибок:

1. Наличие кинематической зоны жесткого (упругого) удара в сечении В-В, [1 с. 18, рис. 1], которая является основой заглохания или неустойчивой работы ВРД при взлете, полете, посадке.

2. Очень низкий КПД второго контура современных ТРДД, равный 12%, по сравнению с первым контуром, КПД которого составляет 60%, что влечет за собой повышенный расход топлива и низкие экологические и технико-экономические показатели современных ТРДД.

3. Полное отсутствие закона регулирования по максимальной тяге на любом режиме работы согласно формулам тяги (6), (7), (8), (9), [1 с. 18-19].

4. И другие конструктивные ошибки.

Заметим, что если уже созданная единая теория движетелей на непрерывных потоках указывает на эти конструктивные ошибки современных ВРД, то это означает, что все ВРД, созданные на основе единой теории движителей на непрерывных потоках, полностью лишены этих конструктивных недостатков.

К ошибочным описаниям современной теорией ВРД узловых физических явлений, имеющих место при работе ВРД, относятся:

1. Ошибочно разработан термодинамический цикл ТРД в координатах P-V, T-S, который является фундаментом теории.

Это означает, что в современной теории ВРД ошибочно описаны принципы работы ТРД, ТРДД, ТРДФ и др., это означает, что все физические процессы, имеющие место при работе ВРД, описаны или неточно или ошибочно.

Преподавание такого ошибочного термодинамического цикла студентам авиационных ВУЗов вот уже 83 года ведется в нулевом, с точки зрения науки, знаний, варианте, поскольку существующий в современной теории ВРД термодинамический цикл ТРД в координатах P-V, T-S содержит в себе следующие ошибки:

1.1. Газовый поток в зоне Н-В по сечениям воздухозаборника В-В и d-d разорван, поскольку невозможно поставить знак равенства между расходом газового потока по сечениям d-d (вход) и В-В (выход) воздухозаборника, т.к. $G_В >> G_d$, что свидетельствует о нарушении всех, без исключения, законов механики истечения жидкостей и газов, включая закон неразрывности струи.

1.2. При инжектировании газового потока в зоне Н-В под действием градиента статических давлений, направленного за потоком при $V_n > 0$, температура газового потока на выходе из воздухозаборника $Т_в$ до $V_n = 0,6$Mn всегда уменьшается согласно единой теории движителей на непрерывных потоках, на существующем термодинамическом цикле в координатах P-V, T-S, разработанным современной теорией ВРД, все происходит наоборот, что свидетельствует о нарушении принципа инжекции газового потока при $V_n > 0$ и всех законов термодинамики.

1.3. При наличии ошибочного градиента статических давлений в зоне Н-В, направленного против потока, разрыв струи газового потока согласно п.1 приводит к нарушению закона сохранения энергии, который гласит, что полная энергия газового потока на входе в воздухозаборник, сечение d-d, всегда равна полной энергии газового потока на выходе из воздухозаборника, сечение В-В. Поскольку $G_В >> G_d$, то невозможно поставить знак равенства между полной энергией газового потока в сечениях d-d и В-В, поскольку полная энергия газового потока в сечении В-В существенно больше полной энергии газового потока в сечении d-d, что нарушает баланс энергии, все законы термодинамики, уравнение Бернулли. Необходимо отметить, что генерирование градиента статических давлений, направленного против потока, возможно только при движении газового потока в заневоленном состоянии, например, в компрессоре, а при свободном набегании газового потока (воздуха) на двигатель при $V_n > 0$ всегда перед двигателем генерируется параболоидная зона заторможенного потока с градиентом статических давлений, направленным по потоку, [5, с. 26, рис 1.6], [3, с. 82].

2. Ошибочно описываются теоретические и физические основы такого фундаментального понятия, как процесс генерирования тяги ВРД. На протяжении последних 83 лет этот учебный материал по дисциплине ТОВРД

преподносится студентам авиационных ВУЗов в нулевом, с точки зрения науки, знаний, варианте.

3. Ошибочно описываются теоретические и физические основы такого фундаментального понятия, как полетный (тяговый) КПД ВРД.
4. Ошибочно описываются теоретические и физические основы такого фундаментального понятия, как процесс генерирования подъемной силы продуваемым профилем.
5. Ошибочно дается трактовка понятия $F_{н}$ и все, что связано с этим понятием.
6. Полностью отсутствует снятие характеристик компрессоров ВРД при дросселировании газового потока перед компрессором. Это связано с тем, что при взлете, полете, посадке перед любым ВРД всегда генерируется зона заторможенного потока H-f, которая дросселирует (тормозит) поступление газового потока в двигатель, что неизбежно приводит к снижению статики в сечении B-B с одновременным увеличением Ca выше расчетного значения, что приводит к развитому срыву газового потока по корытцам лопаток первого рабочего колеса компрессора, к снижению безопасности полетов, [5].
7. Полностью отсутствует кинематический анализ, что делает современную теорию ВРД неспособной наметить правильные пути технического прогресса в области авиадвигателестроения при $T_{г}^{*}$ = const.
8. Ошибочно описывается процесс торможения газового потока в реальном входном устройстве.
9. Ошибочно описывается процесс работы ТРД, ТРДД, ТРДФ и др. ВРД.
10. Ошибочно описываются физические основы процесса генерирования отрывных течений по корытцам и спинкам лопаток рабочих колес компрессоров, приводящих к заглоханию, неустойчивой работе ВРД, к флаттеру самолета при взлете, полете и посадке.
11. И другие ошибочные описания, согласно которым современная теория воздушно-реактивных двигателей подлежит полной переработке на основе уже созданной единой теории движителей на непрерывных потоках, и только после этого такая переработанная теория воздушно-реактивных двигателей может быть заложена в курс ТОВРД и преподаваться студентам в авиационных ВУЗах.

1. 5. Общие выводы, перспективы дальнейших разработок

Кризис современной теории воздушно-реактивных двигателей основывается не только на неправильном понимании и применении уравнения Эйлера, этот кризис основывается еще и на полном отсутствии фундаментальных формул тяги, полетного (тягового) КПД ВРД, теоремы о подъемной силе продуваемого профиля.

Существующие в современной теории ВРД ошибочные фундаментальные формулы тяги, полетного (тягового) КПД, выведенные академиком Б.С.Стечкиным в 1929 г., и такая же ошибочная фундаментальная теорема о

подъемной силе продуваемого профиля, выведенная профессором Н.Е.Жуковским в 1912 г., не только задержали технический прогресс в области авиадвигателестроения более чем на 80 лет, но и лежат у истоков тысяч авиационных катастроф по причине заглохания или неустойчивой работы ВРД при взлете, полете, посадке, нанесли большой материально-технический ущерб любому государству, производящему самолеты.

В результате ошибочного описания ряда физических процессов, имеющих место при работе ВРД, современная теория воздушно-реактивных двигателей оказалась неспособной дать правильные направления технического прогресса в области авиадвигателестроения при $T_г^*$= const (при постоянной температуре газового потока перед первым сопловым аппаратом турбины), связанные с заменой характера движения частиц газового потока в зоне Н-В с нарастающим ускорением, что имеет место во всех современных ВРД, на синусоидальный, с нулевым или уменьшающимся ускорением газового потока в сечении В-В , что полностью устраняет кинематическую зону жесткого (упругого) удара в этом же сечении, существенно повышает газодинамическую устойчивость работы ВРД, повышает КПД двигателя, [6, с. 124-134].

При этом следует отметить, что правильные направления технического прогресса в области авиадвигателестроения специалисты могут разработать только с позиций уже созданной единой теории движителей на непрерывных потоках, в которую в обязательном порядке входит вывод формулы тяги воздушно-реактивного двигателя по внешним и внутренним параметрам газового потока, проходящего через движитель.

Вывод формулы тяги ВРД по внутренним параметрам приводится в [1, с. 15-20, формулы(6),(7).] Вывод формулы тяги ВРД по внешним параметрам в [1] отсутствует, хотя конечные формулы тяги (8) и (9) приводятся, [1, с. 19].

Поэтому уже созданная единая теория движителей на непрерывных потоках ставила своей целью (заданием) решить ту же самую задачу, которую в 1929 г. академик Б.С.Стечкин не смог решить в своей статье «Теория воздушно-реактивного двигателя», и на более высоком научном уровне, при правильном применении уравнения Эйлера, вывести формулы тяги, полетного (тягового) КПД воздушно-реактивного двигателя по внешним параметрам при $V_п \geq 0$, которые будут являться фундаментальными, которые будут полностью соответствовать всем законам механики истечения жидкостей и газов и экспериментальным данным современной теории воздушно-реактивных двигателей, что будет рассмотрено в следующей статье.

ЛИТЕРАТУРА К ГЛАВЕ 1.

1. Мамедов, Б. Ш. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Вывод формулы тяги, полетного (тягового) КПД турбореактивных двигателей [Текст] / Б. Ш. Мамедов/ Восточно-Европейский журнал передовых технологий, – Харьков: изд. Технологический центр. Прикладная механика, 4/7 (52), 2011, с. 15-20.
2. Мамедов, Б. Ш. Глава 2. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Вывод формулы тяги, полетного (тягового) КПД, теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, как движителя [Текст] / Б. Ш. Мамедов/ Вісник національного технічного університету «ХПІ». Збірник наукових праць. Тематичний випуск: Нові рішення в сучасних технологіях, – Харків: НТУ «ХПІ», 2011г. – №33, – с.146-153.
3. Шляхтенко, С. М. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей [Текст] /С. М. Шляхтенко/ –М.Машиностроение, 1987 г., – 568 с.
4. Казанджан, П. К. Теория авиационных двигателей [Текст] / П. К. Казанджан, Н. Д. Тихонов, А. К. Янко/ – М.: Машиностроение, 1983, – 223 с.
5. Мамедов, Б. Ш. Глава 3. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Причины заглохания воздушно-реактивных двигателей при взлете, полете и посадке [Текст] / Б. Ш. Мамедов / Восточно-Европейский журнал передовых технологий. – 4/7 (53). – 2011. – с.24-28.
6. Мамедов, Б. Ш. Глава 4. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Разработка направления технического прогресса в области авиадвигателестроения, связанного с повышением газодинамической устойчивости работы воздушно-реактивных двигателей при взлете, полете и посадке. [Текст] / Б. Ш. Мамедов/ Вісник національного технічного університету «ХПІ». Збірник наукових праць. Тематичний випуск: Нові рішення в сучасних технологіях, –Харків: НТУ «ХПІ», 2011г. – №34, – с.124-134.

ГЛАВА 2.
ЕДИНАЯ ТЕОРИЯ ДВИЖИТЕЛЕЙ. РАЗРАБОТКА ТЕРМОДИНАМИЧЕСКОГО ЦИКЛА ТУРБОРЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ В КООРДИНАТАХ P-V, T-S

2. 1. Введение. Постановка проблемы

Кризис современной теории воздушно-реактивных двигателей (ее полный крах) основывается не только на неправильном понимании и применении уравнения Эйлера, [1], этот кризис основывается еще и на полном отсутствии фундаментальных формул тяги, полетного (тягового) КПД, теоремы о подъемной силе продуваемого профиля. Ошибочные фундаментальные формулы тяги, полетного (тягового) КПД академика Б. С. Стечкина и такая же ошибочная фундаментальная теорема о подъемной силе продуваемого профиля профессора Н. Е. Жуковского, [2], [3], повлекли за собой ошибочное описание принципа работы турбореактивного двигателя (ТРД) на основе ошибочной разработки термодинамического цикла [4], в результате чего любой выпускник авиационных ВУЗов не имеет ни малейшего представления о таком стратегическом, теоретическом и физическом понятии, как реальный процесс генерирования тяги ТРД, что привело к полному отсутствию правильных направлений технического прогресса в области авиадвигателестроения при $T_г^* = \text{const}$, где $T_г^*$– температура заторможенного газового потока на входе в первый сопловой аппарат турбины, привело к неточному проектированию ТРД, связанному с наличием кинематической зоны жесткого (упругого) удара в сечении В-В [2], наличие которой регламентирует низкую газодинамическую устойчивость работы ТРД при взлете, полете, посадке, что приводит к снижению безопасности полетов.

Таким образом, перед уже разработанной единой теорией движителей на непрерывных потоках стояла проблема разработки правильного термодинамического цикла работы ТРД, на основе которого можно осуществить правильное описание принципа работы любого ТРД.

2. 2. Критика термодинамического цикла турбореактивных двигателей, принятого современной теорией воздушно-реактивных двигателей. Постановка цели (задания)

Термодинамический цикл работы различных ТРД в координатах P-V, T-S приведен в [4], где ордината P отражает характер изменения статического давления газового потока в i-м сечении газодинамического тракта ТРД в зоне Н-С контрольного контура, абсцисса V отражает характер изменения объема газового потока в i-м сечении газодинамического тракта ТРД в зоне Н-С контрольного контура согласно закона Бойля-Мариотта, ордината T отражает характер изменения температуры газового потока в i-м сечении газодинамического тракта ТРД в зоне Н-С контрольного контура, абсцисса S отражает характер изменения энтропии газового потока в i-м сечении газодинамического тракта ТРД в зоне Н-С контрольного контура.

Рассмотрим, например, термодинамический цикл ТРД, представленный в [4] в координатах P-V, T-S. Цикл Карно, представленный на этом рисунке в координатах P-V, применяется, в основном, для двигателей внутреннего сгорания и его применение для турбореактивных двигателей в масштабе один к одному генерирует грубейшие ошибки, связанные с непониманием и нарушением законов механики истечения жидкостей и газов, например, точка В, которая характеризует сечение В-В газодинамического тракта ТРД, показывает, что статическое давление газового потока в сечении В-В выше статического давления газового потока в сечении входа d-d воздухозаборника ТРД, т.е. точка d находится между точками Н и В, [4, цикл Карно в координатах P-V], что и является нарушением всех законов механики истечения жидкостей и газов. Докажем это, применив один из таких законов, связанный с уравнением неразрывности струи, который гласит, что секундный расход газового потока через сечение входа воздухозаборника d-d должен быть равен секундному расходу газового потока через сечение выхода воздухозаборника В-В, что является основным свойством установившегося движения, [5].

Запишем уравнение неразрывности струи для сечений d-d и В-В воздухозаборника ТРД:

$$G_d = F_d \cdot C_d \cdot \rho_d, \quad (1)$$

$$G_в = F_в \cdot C_в \cdot \rho_в, \quad (2)$$

где G_d – секундный расход газового потока через входное сечение d-d воздухозаборника ТРД; F_d, C_d, ρ_d – соответственно площадь входа, осевая скорость и плотность газового потока в сечении d-d; $G_в$ – секундный расход газового потока через выходное сечение В-В воздухозаборника ТРД; $F_в, C_в = C_a, \rho_в$ – соответственно площадь выхода воздухозаборника, осевая скорость и плотность газового потока в сечении В-В, [5].

Согласно разработок Д. Кюхемана и И.Вебер, [4], отношение площади входа воздухозаборника F_d, сечение d-d, к площади выхода воздухозаборника $F_в$, сечение В-В, имеет значения 1; 0,8; 0,6. принимаем $F_d = F_в$, но скорость и плотность газового потока в сечении В-В, согласно принятому ошибочному термодинамическому циклу, [4], всегда будут больше аналогичных для сечения d-d, например, по Д. Кюхеману и И.Веберу $C_d = C_{вх} = 115$ м/с, $C_в = C_a = 180...220$ м/с, [5]. Поэтому невозможно поставить знак равенства между секундными расходами газового потока через сечения d-d и В-В, формулы (1), (2), поскольку $G_в >> G_d$, что нарушает уравнение неразрывности струи и свидетельствует о том, что принятая схема течения газового потока в зоне Н-В не соответствует реальной, поскольку градиент статических давлений газового потока в зоне Н-В направлен против потока.

Таким образом, принятая в современной теории ВРД схема течения газового потока в зоне Н-В с градиентом статических давлений газового потока, направленным против потока, нарушает все законы механики

истечения жидкостей и газов и является чистейшей научной фальсификацией теории и реального процесса истечения газового потока в зоне Н-В. Все это ставит под сомнение правильность разработанного термодинамического цикла ТРД в координатах P-V, T-S, принятого в современной теории ТРД, [4].

Физической основой такой фальсификации явилась констатация сжатия газового потока в воздухозаборнике ТРД при больших скоростях полета, [4], и желание сохранить ошибочный контрольный контур для вывода формулы тяги академика Б. С. Стечкина, который ошибочно считал, что при $V_n > 0$ газовый поток входит в двигатель через некоторую площадь $F_н$ со статическим давлением $P_н$, [4], что выходит за рамки разумных понятий и лишний раз доказывает, что выведенные академиком Б. С. Стечкиным на основе ошибочного контрольного контура формулы тяги, полетного (тягового) КПД тоже являются ошибочными, [2].

Таким образом, существующий в современной теории ВРД глубоко ошибочный термодинамический цикл ТРД в координатах P-V, T-S, содержит в себе следующие ошибки:

1. Газовый поток в зоне Н-В по сечениям воздухозаборника В-В и d-d разорван, поскольку невозможно поставить знак равенства между расходами газового потока по сечениям В-В (выход) и d-d (вход) воздухозаборника, т.к. $G_в >> G_d$, что свидетельствует о нарушении всех, без исключения, законов механики истечения жидкостей и газов, включая закон неразрывности струи.

2. При инжектировании газового потока в зоне Н-В под действием градиента статических давлений, направленного за потоком при $V_n \geq 0$, температура газового потока на выходе из воздухозаборника $T_в^*$ до $V_n = 0,6$Мп всегда уменьшается, на существующем термодинамическом цикле ТРД в координатах P-V, T-S, разработанным современной теорией ВРД, все происходит наоборот, что свидетельствует о нарушении принципа инжекции газового потока при $V_n \geq 0$ и всех законов термодинамики.

3. При наличии ошибочного градиента статических давлений в зоне Н-В, направленного против потока, разрыв струи газового потока согласно п.1 приводит к нарушению закона сохранения энергии, который гласит, что полная энергия газового потока на входе в воздухозаборник, сечение d-d, всегда равна полной энергии газового потока на выходе из воздухозаборника, сечение В-В. Поскольку $G_в >> G_d$, то невозможно поставить знак равенства между полной энергией газового потока в сечениях d-d и В-В, поскольку полная энергия газового потока в сечении В-В существенно больше полной энергии газового потока в сечении d-d, что нарушает баланс энергии, все законы термодинамики, уравнение Бернулли. Необходимо отметить, что генерирование градиента статических давлений, направленного против потока, возможно только при движении газового потока в заневоленном состоянии, например, в компрессоре, а при свободном набегании газового потока (воздуха) на двигатель при $V_n > 0$ всегда перед двигателем генерируется параболоидная зона заторможенного потока с градиентом статических давлений, направленным по потоку, [5], [4].

Исходя из вышеизложенного, уже разработанная единая теория движителей на непрерывных потоках ставила своей целью (заданием) разработать абсолютно правильный термодинамический цикл турбореактивных двигателей в координатах P-V, T-S.

2. 3. Разработка термодинамического цикла турбореактивных двигателей в координатах P-V, T-S

Разработка термодинамического цикла ТРД на основе правильного понимания газодинамических характеристик газового потока в зоне Н-В при $V_n \geq 0$ проводится впервые.

2. 3. 1. Понятие зоны заторможенного потока

На рис. 2. 1 показано генерирование зоны заторможенного потока при движении металлического вала с плоским торцем во влажном снегу при $V_n = 7$ м/с. Форма этой зоны заторможенного потока – параболоид, в объеме которого статическое давление $P_н^*$ заторможенного потока одинаково и превышает $P_н$, где $P_н$ – давление окружающей среды, в данном случае снега.

Таким образом, зона заторможенного потока – это физическое явление, которое имеет место перед любым движущимся предметом (телом) в любой окружающей среде.

При перемещении ТРД в воздушной среде со скоростью V_n перед последним тоже генерируется аналогичная параболоидная зона заторможенного потока, которая характеризуется одинаковым статическим давлением $P_н^*$ только по периферии параболоида, поскольку двигатель осуществляет отбор газа (воздуха) из этой зоны заторможенного потока, генерируя при этом градиент статических давлений в зоне Н-В, направленный по потоку при любой скорости полета.

Генерирование зоны заторможенного потока перед воздухозаборником ТРД известно, [4], однако дальнейшее развитие и исследование эта тематика не получила, поскольку шла вразрез с контрольным контуром академика Б.С.Стечкина, принятого им для вывода формулы тяги, полетного (тягового) КПД ТРД, [4].

2. 3. 2. Физические основы для разработки термодинамического цикла турбореактивных двигателей в координатах P-V, T-S при $V_n = 0$

Физические основы для разработки термодинамического цикла турбореактивных двигателей в координатах P-V, T-S при $V_n = 0$ вытекают из правильного понимания газодинамических характеристик газового потока в зоне контрольного контура Н-Н$_1$, которое базируется только на кинематическом анализе. К газодинамическим характеристикам газового потока на основе кинематического анализа, [2], относятся:

1. Характер изменения статических давлений газового потока в пределах контрольного контура Н-Н$_1$.

2. Характер изменения осевых скоростей газового потока в пределах контрольного контура Н-$Н_1$.

3. Характер изменения ускорений (вторичных динамических-инерционных сил) в пределах контрольного контура Н-$Н_1$.

4. Характер изменения первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока в пределах контрольного контура Н-$Н_1$.

Проанализируем газодинамические характеристики газового потока в зоне Н-В при $V_n = 0$.

В сечении Н-Н статическое давление газового потока равно $Р_н$, в сечении В-В статическое давление газового потока для расчетного взлетного режима равно 0,7кГ/см^2, например. Это означает, что в зоне Н-В имеет место процесс инжектирования газового потока в двигатель с одновременным его вакуумированием, что всегда сопровождается увеличением объема инжектируемого газового потока с одновременным понижением его температуры, энтропия газового потока при этом увеличивается. Объем газового потока от сечения Н-Н до сечения В-В увеличивается согласно закону Бойля-Мариотта в 1,47 раза. Это означает, что при построении термодинамического цикла в координатах P-V точка Н, при $V_n = 0$, будет всегда находиться на линии $Р_н$ с абсциссой, которая характеризует расход газового потока через двигатель в нм^3/с. Точка В при построении термодинамического цикла в координатах P-V, при $V_n = 0$, будет всегда находиться ниже точки Н по линии статического давления 0,7кГ/см^2 (ордината), абсцисса точки В будет в 1,47 раза больше абсциссы точки Н.

Таким образом, начало термодинамического цикла в координатах P-V характеризуется прямой НВ, точка Н которой всегда находится выше точки В. Дальнейшее построение цикла Карно из точки В осуществляется известным методом, рис. 2. 2, а. Согласно единой теории движителей на непрерывных потоках увеличение тяги ТРД достигается путем увеличения $P^*_{н_{ср}} F_{н_{ср}}$ и уменьшения $P_c F_c$, [2]. Уменьшение и P_c и F_c обеспечивается постановкой выходного сечения реактивного сопла в зоне перерасширенного газового потока со статическим давление ниже

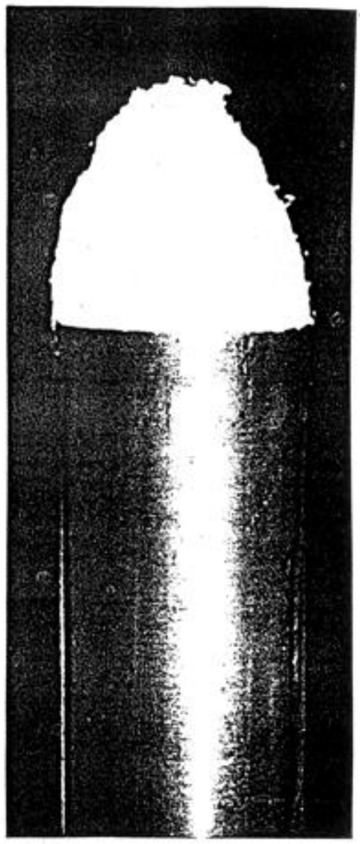


Рис. 2. 1. Генерирование зоны заторможенного потока при движении металлического вала с плоским торцем во влажном снегу со скоростью 7 м/с

$P_н$, поэтому на термодинамическом цикле в координатах P-V точка С, характеризующая выходное сечение С-С реактивного сопла, находится ниже линии $P_н$, рис. 2. 2, а. Согласно единой теории движителей на непрерывных потоках характер внешнего вида, построения при $V_п = 0$ термодинамического цикла в координатах P-V ничем не будет отличаться от термодинамического цикла в координатах P-V при $V_п > 0$.

Дополнительно к построению термодинамического цикла в координатах P-V при $V_п = 0$ на графике рис. 2. 2, а приводится характер изменения $P_н^*$ и $P_в^*$ в зависимости от скорости полета $M_п$, где $M_п$ – условное обозначение скорости звука в воздухе,. Из графика рис. 2. 2, а следует, что при увеличении скорости полета статическое давление $P_н^*$ по наружной поверхности параболоидной зоны заторможенного потока, [6], изменяется по параболическому закону, пропорционально квадрату скорости полета. По такому же закону изменяется статическое давление газового потока в сечении В-В ТРД. Показано, что говорить о повышении $T_в^*$, температуры заторможенного газового потока на выходе из воздухозаборника, выше 0ºС можно только после скорости полета ~1,4$M_п$.

Анализ графиков термодинамического цикла ТРД в координатах P-V показывает, что при увеличении скорости полета статическое давление газового потока в камере сгорания увеличивается, одновременно увеличивается и температура газового потока $T_г^*$, поэтому мы не можем бесконечно увеличивать статику в камере сгорания с целью бесконечного увеличения скорости полета $V_п$, поскольку сохранение жаропрочности камеры сгорания регламентируется $T_г^* = 1600$ºК, например. Расчеты по термодинамическому циклу в координатах P-V показывают, что максимальная скорость полета воздушно-реактивных двигателей не может превысить $5M_п$. Для увеличения скорости полета ВРД выше $5M_п$ необходимо повышать потолок по $T_г^*$, что пока невозможно.

При построении термодинамического цикла ТРД в координатах T-S, при $V_п = 0$, применяются те же самые газодинамические характеристики газового потока в зоне Н-В, что и в предыдущем случае.

При $V_п = 0$ при работе ТРД на расчетном взлетном режиме, например, в зоне Н-В, рис. 2. 2, а, имеет место процесс вакуумирования газового потока, который всегда сопровождается понижением температуры газового потока, при одновременном увеличении энтропии. Например, при температуре окружающей среды +5 ºС процесс вакуумирования газового потока в зоне Н-В будет сопровождаться понижением температуры газового потока в сечении В-В ниже 0 ºС при одновременном увеличении энтропии, рис. 2. 2, б. После получения отрезка НВ дальнейшее построение термодинамического цикла ТРД из точка В осуществляется известным метолом, рис. 2. 2, б.

Согласно единой теории движителей на непрерывных потоках характер внешнего вида, построения при $V_п = 0$ термодинамического цикла в координатах

T-S ничем не будет отличаться от термодинамического цикла в координатах T-S при $V_n > 0$.

Дополнительно к построению термодинамического цикла в координатах T-S при $V_n = 0$ на графике рис. 2. 2, б приводится характер изменения $T_н^*$ и $T_в^*$ в зависимости от скорости полета M_n.

Из графика рис. 2. 2, б следует, что при увеличении скорости полета температура $T_н^*$ по наружной поверхности параболоидной зоны заторможенного потока, [6-10], изменяется по параболическому закону пропорционально квадрату скорости полета.

По такому же закону изменяется температура газового потока в сечении В-В ТРД. Показано, что говорить о повышении $T_в^*$, температуры заторможенного газового потока на выходе из воздухозаборника, выше 0ºС можно только после скорости полета ~1,4 M_n.

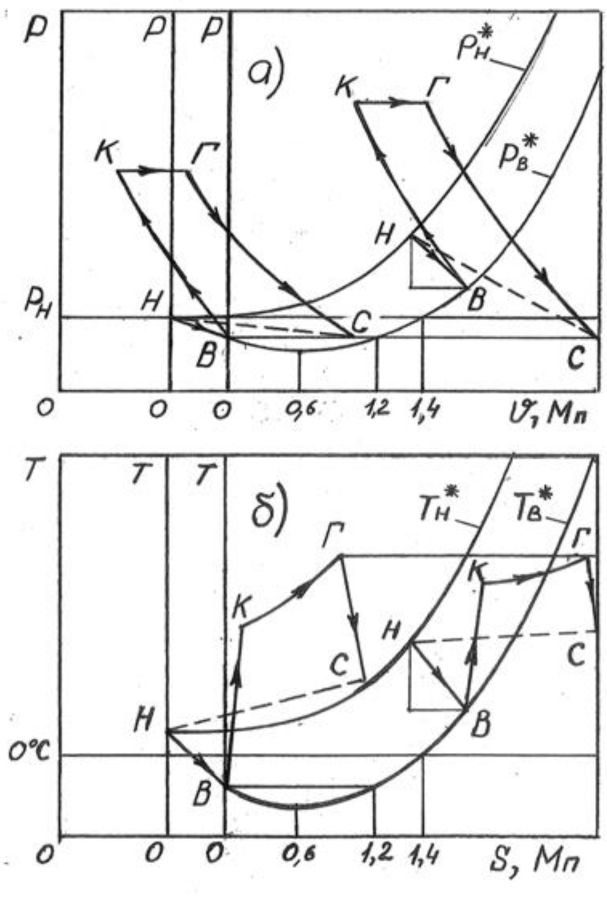


Рис. 2. 2. Разработка термодинамического цикла турбореактивных двигателей согласно единой теории движителей на непрерывных потоках, а – в координатах P-V, б – в координатах T-S

Анализ графиков термодинамического цикла ТРД в координатах T-S показывает, что при увеличении скорости полета температура в камере сгорания увеличивается, поэтому мы не можем бесконечно увеличивать температуру газового потока в камере сгорания с целью бесконечного увеличения скорости полета, поскольку сохранение жаропрочности камеры сгорания регламентируется $T_г^* = 1600$ ºК, например. С увеличением скорости полета график НВКГС термодинамического цикла в координатах T-S сжимается, что означает, что с увеличением V_n уменьшается разность температуры газового потока между сечениями В-В и К-К, К-К и Г-Г, Г-Г и С-С турбореактивного двигателя, рис. 2. 2, б.

На графике термодинамического цикла в координатах T-S линия ГГ отражает максимально допустимую температуру газового потока в камере сгорания ТРД, точка ее пересечения с параболической кривой $T_в^*$, при точном построении линий ГГ и параболической кривой $T_в^*$, с учетом расположения точки В, дает нам все основания считать, что максимальная

скорость полета воздушно-реактивных двигателей не может превысить $5M_n$. Для увеличения скорости полета выше $5M_n$ необходимо подымать потолок по $T_г^*$, т.е. смещать линию ГГ вверх, рис. 2. 2, б, что связано с проблемой получения более жаропрочных материалов камеры сгорания, сопловых аппаратов и лопаток турбины.

2. 4. Общие выводы. Перспективы дальнейших разработок

Таким образом, термодинамический цикл ТРД в координатах P-V, T-S турбореактивных двигателей, разработанный современной теорией воздушно-реактивных двигателей, [4] является глубоко ошибочным, поскольку абсолютно не отражает реальное течение газового потока в зоне Н-В ТРД, нарушая тем самым все законы механики истечения жидкостей и газов, поскольку точка В никогда не может быть выше точки Н.

Данная ошибочная схема течения газового потока в зоне Н-В принята современной теорией воздушно-реактивных двигателей на основе глубоко ошибочного контрольного контура академика Б.С.Стечкина, который считал, что воздушный поток при $V_n > 0$ входит в двигатель через некоторую площадь $F_н$ со статическим давлением, равным $P_н$ окружающей среды, и это давление $P_н$ сохраняется вплоть до сечения В-В ТРД, [4].

Однако исследование характера изменения статического давления газового потока в сечении В-В воздухозаборника ТРД при больших скоростях полетов (2200 км/час, самолет ТУ-144) показало, что статическое давление в сечении В-В ТРД достигает 9кГ/см^2, [4], что поставило специалистов в затруднительное положение, поскольку такое давление, 9кГ/см^2, шло вразрез с контрольным контуром академика Б.С.Стечкина. чтобы сохранить контрольный контур, специалисты посчитали, что газовый поток от сечения Н-Н до сечения В-В при $V_n > 0$ претерпевает постепенное динамическое сжатие, которое генерирует градиент статических давлений в зоне Н-В, направленный против потока, что и является чистейшей фальсификацией реального течения газового потока в зоне Н-В ТРД, поскольку известно, [2], что при свободном истечении газового потока в зоне Н-В при $V_n \geq 0$ градиент статических давление последнего всегда направлен по потоку.

Термодинамический цикл ТРД в координатах P-V, T-S является стратегической основой описания не только принципа работы ТРД, но и любых физических процессов, имеющих место при работе ТРД.

Термодинамический цикл ТРД в координатах P-V, T-S, принятый современной теорией воздушно-реактивных двигателей, является глубоко ошибочным, что повлекло за собой ошибочное описание принципа работы ТРД, ошибочное описание такого стратегического понятия, как процесс генерирования тяги ТРД, ошибочное описание теоретических и физических основ генерирования отрывных течений на лопатках вначале последних рабочих колес КВД, а потом и первого рабочего колеса КНД, ошибочное

описание коэффициента сохранения полного давления $\sigma_{вх}$, ошибочное описание принципа работы ТРДФ и многое др.

Исходя из вышеизложенного, современная теория воздушно-реактивных двигателей в том виде, в котором она изложена, например [4], не может преподаваться в высших авиационных учебных заведениях, поскольку должна подлежать вначале полной переработке согласно уже созданной единой теории движителей на непрерывных потоках.

На основании проведенного анализа термодинамического цикла в координатах P-V, T-S, построенного согласно единой теории движителей на непрерывных потоках, рис. 2. 2, установлено, что для воздушно-реактивных двигателей при увеличении скорости полета характерно увеличение статики и температуры газового потока в камере сгорания, при этом регламентирующим фактором является температура газового потока $T_г^*$ в камере сгорания, которая регламентирует максимальную скорость полета для воздушно-реактивных двигателей не более $5M_п$, при этом дальнейшее увеличение скорости полета выше $5M_п$ сопряжено с повышением потолка по $T_г^*$, что, в свою очередь, связано с проблемой получения более жаростойких сплавов для камеры сгорания, сопловых аппаратов и лопаток турбин.

На основании вышеизложенного, единая теория движителей на непрерывных потоках считает, что для получения скоростей полетов летательных аппаратов выше $5M_п$, например, до $20M_п$, необходимо отказаться от традиционной схемы генерирования тяги ТРД и перейти на создание движителей, которые генерируют тягу на основе гравитационных полей.

ЛИТЕРАТУРА К ГЛАВЕ 2

1. Карачевский, Г. Аэродинамика – кризис классической теории [Текст] / Г. Карачевский // Техника молодежи. – 2005. – №10. – с.5–7.

2. Мамедов, Б. Ш. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Вывод формулы тяги, полетного (тягового) КПД турбореактивных двигателей [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Восточно-Европейский журнал передовых технологий, – 2011. - № 4/7(52). - С.15–20.

3. Мамедов, Б. Ш. Глава 2. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Вывод формулы тяги, полетного (тягового) КПД, теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, как движителя [Текст] / Б.Ш.Мамедов // Вісник національного технічного університету "ХПІ". Збірник наукових праць. Тематичний випуск: Нові рішення в сучасних технологіях, – Харків: НТУ "ХПІ", 2011р., –№33, с.146-153.

4. Шляхтенко, С. М. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей [Текст] / С. М. Шляхтенко. - М.: Машиностроение, 1987,–568с.

5. Казанджан, П. К. Теория авиационных двигателей [Текст] / П. К. Казанджан, Н.Д.Тихонов, А. К. Янко. – М.: Машиностроение, 1983,–223с.

6. Мамедов, Б. Ш. Глава 3. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Причины заглохания воздушно-реактивных двигателей при взлете, полете, посадке [Текст] / Б. Ш. Мамедов / Восточно-Европейский журнал передовых технологий. – 2011. - № 5/7(53). - С.24–28.

7. Мамедов, Б. Ш. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках [Текст] / Б. Ш. Мамедов / Восточно–Европейский журнал передовых технологий. – 2012. - № 6/7 (60). - С. 29-34.

8. Мамедов, Б. Ш. Единая теория движителей. Вывод формул тяги, полётного (тягового) КПД ракетных двигателей [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Восточно–Европейский журнал передовых технологий. – 2013. - №1/7 (61). - С. 67-71.

9. Мамедов, Б. Ш. Применение уравнения Эйлера для вывода формул тяги, полётного (тягового) КПД воздушно реактивных двигателей по внешним параметрам газового потока при Vп≥0. [Текст] / Б. Ш. Мамедов / Вісник національного технічного університету «ХПІ». Збірник наукових праць. Тематичний випуск: Нові рішення в сучасних технологіях, - Харків: НТУ «ХПІ». -.2013. - №4(978). - С. 3-15.

10. Мамедов, Б. Ш. Глава 4 Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Разработка направления технического прогресса в области авиадвигателестроения, связанного с повышением газодинамической устойчивости работы воздушно-реактивных двигателей при взлёте, полёте и посадке. [Текст] / Б. Ш. Мамедов / Вісник національного технічного університету «ХПІ». Збірник наукових праць. Тематичний випуск: Нові рішення в сучасних технологіях, - Харків: НТУ «ХПІ». – 2013. - №34. - С. 124-134.

ГЛАВА 3.
ОСНОВЫ ЕДИНОЙ ТЕОРИИ ДВИЖИТЕЛЕЙ НА НЕПРЕРЫВНЫХ ПОТОКАХ. ВЫВОД ФОРМУЛЫ ТЯГИ, ПОЛЕТНОГО (ТЯГОВОГО) КПД ТУРБОРЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

3. 1. Введение, постановка проблемы

В настоящее время участились катастрофы авиалайнеров гражданской авиации, самолетов военной и военно-транспортной авиации по причине заглохания двигателей при взлете, полете и посадке. С позиции уже созданной единой теории движителей на непрерывных потоках все эти авиационные катастрофы связаны с очень низкой газодинамической устойчивостью работы воздушно-реактивных двигателей (ВРД), установленных на крыле самолета. Поэтому перед авиаспециалистами стоит проблема повышения газодинамической устойчивости работы ВРД на любых режимах работы. Эта проблема основана на недостатках современной теории воздушно-реактивных двигателей и в первую очередь на таком физическом понятии, как процесс генерирования тяги ВРД, отраженный в существующих формулах тяги, полетного (тягового) КПД, теореме о подъемной силе продуваемого профиля.

Вопросами вывода формулы тяги различных типов двигателей занимались многие видные ученые России и зарубежья, среди них следует отметить работы академика Б. С. Стечкина, который в 1929 г. в своей статье "Теория воздушно-реактивного двигателя" дал основные положения теории воздушно-реактивных двигателей, в частности именно в этой статье академик Б. С. Стечкин вывел формулы тяги и полетного (тягового) КПД, заложенные в основу современной теории воздушно-реактивных двигателей, среди них следует отметить также работы профессора Н. Е. Жуковского, который в 1912 г. в своей работе "Вихревая теория гребного винта" заложил основы теории реактивного движения и вихревой теории лопаточных машин, в частности именно в этой статье профессор Н.Е.Жуковский вывел теорему о подъемной иле продуваемого профиля, которая, наряду с формулами тяги, полетного (тягового) КПД академика Б.С.Стечкина, заложена в основу современной теории воздушно-реактивных двигателей.

3. 2. Критика формул тяги, полетного (тягового) кпд, выведенные академиком Б. С. Стечкиным в 1929 г. Критика теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, выведенной профессором Н. Е. Жуковским в 1912 г. постановка цели

Известно, что современная теория воздушно-реактивных двигателей (ВРД) базируется на фундаментальных формулах тяги, полетного (тягового) КПД академика Б. С. Стечкина, которые он вывел в 1929 г., [1], с.46, 50:

$$R = G_г \left(Cc - V_п \right) + \left(P_с - P_н \right) F_с \,, \quad (1)$$

$$\eta_п = \frac{2}{1+\frac{C_c}{V_п}}, \quad (2)$$

и на фундаментальной теореме о подъемной силе продуваемого профиля профессора Н.Е.Жуковского, которую он вывел в 1912г., [2], с. 53:

$$P = \rho\omega_\infty \varGamma, \quad (3)$$

где R – тяга двигателя; $G_г$ – секундный массовый расход газового потока через двигатель; $C_с$ – абсолютна осевая скорость газового потока в выходном сечении С-С реактивного сопла ВРД, [1], с.44, рис.1.22, 1.23; $V_п$ – скорость полета; $P_с$ – статическое давление в выходном сечении С-С реактивного сопла ВРД; $P_н$– статическое давление окружающей среды; $F_с$ – площадь выходного сечения С-С реактивного сопла ВРД; $\eta_п$ – полетный (тяговый) КПД; P – подъемная сила продуваемого профиля; ρ – плотность потока; ω_∞ – скорость газового потока в бесконечности (перед и за профилем одинакова); Г – циркуляция скорости газового потока вокруг продуваемого профиля, равняется произведению $t \cdot \Delta W_u$; где t – расстояние между профилями, [2], с.55, рис.2.24; ΔW_u – разница закрутки газового потока по W, [2], с.55, рис. 2.25.

Современная теория ВРД делится на две части: теоретическую и экспериментальную.

Экспериментальная часть – это основа, на которую необходимо опираться при определенных теоретических выводах. Проанализируем формулы (1), (2), (3) на предмет их соответствия экспериментальному опыту современной теории ВРД:

1. Согласно формулы тяги (1) при $P_c > P_н$, т.е. при недорасширенных газовых потоках, тяга двигателя увеличивается. Экспериментальная часть современной теории ВРД этого абсолютно не подтверждает, наоборот, она устанавливает, что при $P_c > P_н$ тяга любого ВРД уменьшается, [1], с.161, рис.6.3 при $\varPi_{с.р.} > \varPi_{с.расч}$.

2. Согласно формулы тяги (1) увеличение $F_с$ при $P_c > P_н$ приводит к существенному увеличению тяги ВРД. Экспериментальная часть современной теории ВРД этого абсолютно не подтверждает, наоборот, она устанавливает, что при $P_c > P_н$ увеличение $F_с$ всегда приводит к уменьшению тяги любого ВРД, см. там же.

3. При $P_c = P_н$ формула тяги (1) преобразуется в

$$R = G_г\left(C_c - V_п\right), \quad (4)$$

согласно которой увеличение $V_п\left(M_п\right)$ (где $M_п$ – условное обозначение скорости звука) всегда приводит к уменьшению тяги любого ВРД, а при $C_c = V_п$ тяга любого ВРД равняется нулю. Экспериментальная часть современной теории ВРД этого абсолютно не подтверждает, наоборот, она устанавливает, что при увеличении $V_п\left(M_п\right)$ тяга любого ВРД увеличивается и при $V_п\left(M_п\right) = C_c$ в несколько раз превышает тягу ТРД при $V_п = 0$, [1], с.261, рис.8.48.

4. При $P_c = P_н$, $V_п = 0$ формула тяги (1) преобразуется в:

$$R = G_г C_c\,, \qquad (5)$$

согласно которой расчет тяги любого ВРД не соответствует реальной тяге ВРД, всегда на 3-4% меньше.

5. Анализ формулы тяги (1) показывает, что к слагаемой части $G_г\left(C_c - V_n\right)$, которая является импульсом силы тяги с размерностью кГ·с, прибавляется второе слагаемое $\left(P_c - P_н\right)F_c$ с размерностью кГ. Такая смесь размерностей в одном выражении в науке не допускается.

6. Согласно формулы полетного (тягового) КПД (2) при $V_n = C_c$ полетный (тяговый) КПД любого ВРД достигает 100%, а при $V_n > C_c$ полетный (тяговый) КПД превышает 100%, что является полным нарушением Закона сохранения энергии, поскольку ни в природе, ни в технике не существует такого КПД.

7. Согласно теореме о подъемной силе продуваемого профиля, формула (3), максимальное давление газового потока на корытце продуваемого профиля находится там, где циркуляция $\left(t \cdot \Delta W_u\right)$ максимальна, т.е. на на выходной кромке продуваемого профиля, однако экспериментальная часть современной теории ВРД этого абсолютно не подтверждает, наоборот, она устанавливает, что максимальное давление газового потока на корытце продуваемого профиля находится в зоне входной кромки, [2], с. 68, рис. 3.3.

Поэтому физическая основа процесса генерирования подъемной силы продуваемого профиля на основе циркуляции $\left(t \cdot \Delta W_u\right)$ объяснена профессором Н. Е. Жуковским ошибочно, а теорема о подъемной силе продуваемого профиля, выведенная в его работе "Вихревая теория гребного винта", нарушает законы механики истечения жидкостей и газов.

Подъемную силу продуваемого профиля необходимо рассматривать только как функцию от тяги, которая генерируется продуваемым профилем, вывод теоремы о подъемной силе продуваемого профиля будет приведен в последующих статьях.

Таким образом, формула тяги, полетного (тягового) КПД (1), (2), теорема о подъемной силе продуваемого профиля, формула (3), не могут быть фундаментальными, поскольку нарушают все законы механики истечения жидкостей и газов.

Недостатки формул тяги, полетного (тягового) КПД (1), (2), теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, формула (3), базируются на неточном применении уравнения Эйлера и полном отсутствии кинематического анализа, поэтому такое основное физическое понятие, как процесс генерирования тяги воздушно-реактивным двигателем, еще не раскрыто.

Таким образом, ошибочный характер фундаментальных формул тяги (1), полетного (тягового) КПД (2), теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, формула (3), привело к созданию ошибочной теоретической части современной теории воздушно-реактивных двигателей, в которой любые физические процессы, имеющие место в ВРД, описываются или неправильно, или неточно, например, такое стратегическое понятие, как процесс генерирования тяги ВРД преподносится студентам в авиационных ВУЗах,

специалистам на факультете повышения квалификации в нулевом, с точки зрения науки, знаний, варианте. В результате ни один из авиационных специалистов на данном этапе не может точно назвать причину заглохания двигателей при взлете, полете и посадке.

В современной теории воздушно-реактивных двигателей ошибочная трактовка такого фундаментального понятия, как процесс генерирования тяги, привела к проектированию ВРД с грубыми конструктивными ошибками, приводящими к заглоханию двигателей при взлете, полете и посадке.

Созданная принципиально новая единая теория движителей на непрерывных потоках последовательно, шаг за шагом раскроет не только реальный процесс генерирования тяги ВРД, реальные формулы полетного (тягового) КПД, реальную теорему о подъемной силе продуваемого профиля, причины заглохания двигателей при взлете, полете и посадке, но и разработает реальные направления технического прогресса для любых типов движителей на непрерывных потоках, основанные на повышении их газодинамической стойкости при любых режимах работы, что будет описано в последующих статьях.

3. 3. Вывод формулы тяги, полетного (тягового) КПД турбореактивного двигателя

3. 3. 1. Выбор контрольного контура

В качестве контрольного контура выбираем зону Н-Н$_1$, рисунок 1, где Н – зона невозмущенного потока, начало ускоренного движения частиц газового потока; Н$_1$ – зона невозмущенного потока, конец ускоренного движения частиц газового потока.

При $V_n = 0$ под F$_н$ необходимо понимать всю площадь сфероида (рисунок 1, поз.1), расход воздуха через которую равен расходу воздуха через двигатель, а зона невозмущенного потока Н со статическим давлением Р$_н$ совпадает с границей этого сфероида, приведенный кинематический анализ выполнен для частиц газового потока (воздуха), расположенных в зоне оси двигателя. Сфероид условно разбит на три зоны А, В, С.

В зоне С инжектируемый двигателем газовый поток при повороте вокруг радиусной части входного сечения воздухозаборника генерирует центробежные силы, которые в свою очередь генерируют отрицательную тягу, [1], с. 82, рис. 3. 2, а. Эта отрицательная тяга полностью компенсируется положительной тягой зоны В. (рис. 3. 1).

Таким образом, контрольный контур для расчета тяги ТРД при $V_n = 0$ в зоне Н-Н$_1$ ограничен слева зоной А с площадью F$_{н.пр}$=F$_{вх}$, где F$_{вх}$ – площадь входного сечения воздухозаборника, сечение d-d, [1], с. 44, рис.1.22.

При $V_n > 0$, рисунок 1, поз.2, перед воздухозаборником любого ВРД всегда генерируется зона заторможенного потока 2, [1], с.82, статическое давление в которой существенно превышает Р$_н$. Форма этой зоны заторможенного потока –

параболоид. Более подробно о зоне заторможенного потока 2, [4], с. 22, фиг. 1, с.19.

Вся поверхность этого параболоида характеризуется повышенным одинаковым давлением $P_н^*$ заторможенного потока, через каждую точку поверхности этого параболоида осуществляется подпитка газового потока (воздуха), проходящего через двигатель, поэтому под H, $F_н$, для контрольного контура при $V_п > 0$, необходимо понимать всю поверхность параболоида – зоны заторможенного потока, а под приведенной площадью, $F_{н.пр}$, необходимо понимать площадь входного сечения воздухозаборника, $F_{вх}$, на которую сосредоточено давление $P_н^*$ параболоида. Статическое давление внутри параболоида переменно, градиент статических давлений всегда направлен по потоку.

3. 3. 2. Характеристика внешних сил, действующих на трубку тока в зоне H-H$_1$

К внешним силам, действующим на трубку тока в зоне H-H$_1$, относятся:

1. Первичные движущие силы от изменения статического давления, P_iF_i, где P_i – статическое давление в i-м сечении газодинамического тракта в зоне H-H$_1$; F_i – площадь i-го сечения газодинамического тракта в зоне H-H$_1$.

2. Вторичные динамические (инерционные) силы, $m_г a_i$, где $m_г$ – секундный массовый расход газового потока через двигатель; a_i – ускорение газового потока в i-м сечении газодинамического тракта в зоне H-H$_1$.

3. Сила сопротивления, P_cF_c.

4. Сила тяги R ТРД.

Силы трения газового потока о внутренние поверхности ТРД не учитываем.

Необходимо отметить, что первичной внешней силой является движущая сила от изменения статического давления P_iF_i, вторичной внешней силой, которая генерируется только после изменения P_iF_i, является динамическая (инерционная) сила, т.е. первична статика, вторична динамика, поэтому вывод формулы тяги ТРД должен базироваться только на изменении первичных движущих сил от изменения статических давлений.

3. 3. 3. Кинематический анализ характера изменения осевых скоростей, ускорений газового потока, первичных движущих сил от изменения статического давления в пределах контрольного контура H-H$_1$, вывод формулы тяги, полетного (тягового) КПД турбореактивного двигателя

Известно, что все движители на непрерывных потоках имеют одинаковые зоны [3], [4], рис. 3. 1.

Н-В – зона входа газового потока, в которой поток ускоряется;

В-К – зона сжатия газового потока, в которой поток тормозится;

К-С – зона ускоряемого газового потока;

С-Н$_1$ – зона реактивной струи, которые регламентируют одинаковую методику вывода одинаковых формул тяги и полетного (тягового) КПД для всех, без исключения, движителей на непрерывных потоках, что является фундаментальной основой создания единой теории движителей на непрерывных потоках и разработки строго обоснованных направлений технического прогресса в области авиадвигателестроения. Основой для вывода формулы тяги, полетного (тягового) КПД ТРД является кинематический анализ характера изменения осевых скоростей, ускорений газового потока (динамических – инерционных сил), первичных движущих сил от изменения статического давления газового потока в пределах контрольного контура Н-Н$_1$, рис. 3. 1.

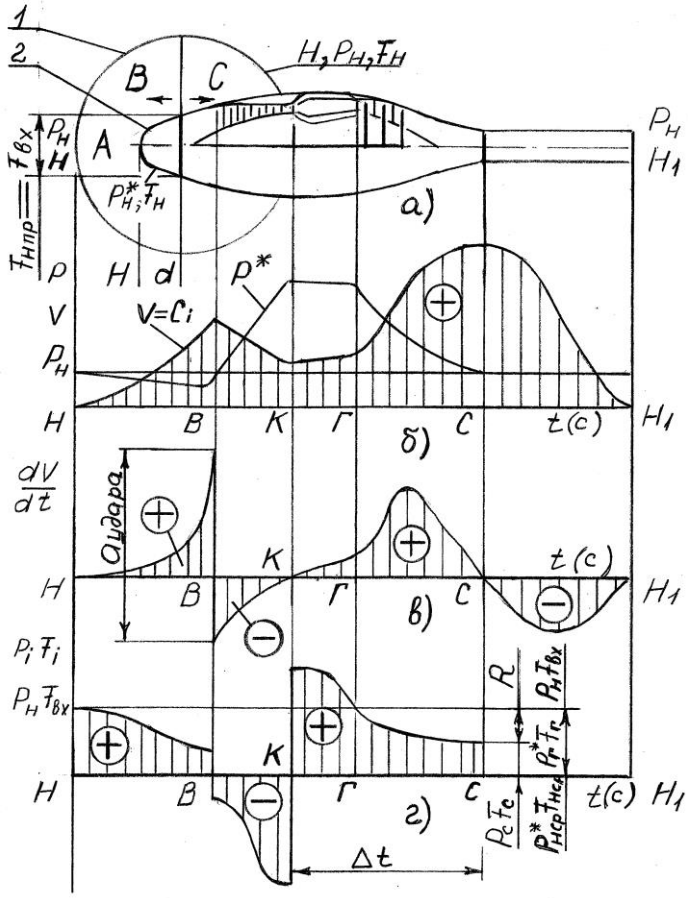


Рис. 3. 1. Кинематический анализ характера изменения статических давлений, осевых скоростей, ускорений (динамических – инерционных сил), первичных движущих сил от изменения статического давления газового потока в зоне контрольного контура Н-Н$_1$ для вывода формулы тяги, полетного (тягового) КПД воздушно-реактивного двигателя при $V_п$=0

На рис. 3. 1 приводятся:

а – контрольный контур для вывода формулы тяги ТРД при $V_n \geq 0$;

б – характер изменения осевых скоростей, статических давлений газового потока в пределах контрольного контура Н-Н$_1$ при $V_n = 0$;

в – кинематический анализ характера изменения осевых ускорений (динамических – инерционных сил) на основе графического дифференцирования графика изменения осевых скоростей газового потока в пределах контрольного контура Н-Н$_1$ при $V_n = 0$;

г – кинематический анализ характера изменения первичных движущих сил от изменения статического давления газового потока в пределах контрольного контура Н-Н$_1$ при $V_n = 0$.

На основе кинематического анализа уравнение Эйлера применяем как проверочный вариант расчета тяги любого движителя на непрерывных потоках.

Кинематический анализ, который впервые применятся для вывода формул тяги и полетного (тягового) КПД ТРД, показывает (рис. 3, 1, в), что скорость газового потока никогда не создает тягу ТРД, поскольку общая сумма динамических (инерционных) сил в пределах контрольного контура Н-Н$_1$ всегда равна нулю, этот же кинематический анализ показывает, что первичные движущие силы в зоне Н-В (рис. 3. 1, г) взаимно уничтожаются первичными движущими силами от изменения статического давления зоны В-К. В зоне реактивной струи градиент первичных движущих сил от изменения статического давления всегда равняется нулю, поскольку в реактивной струе, согласно закона Бойля-Мариотта, P_iF_i=const, газовый поток в реактивной струе движется только под действием инерционных сил.

Таким образом, кинематический анализ показывает, что нескомпенсированной зоной первичных движущих сил от изменения статического давления, в которой генерируется тяга ТРД, является зона К-С – зона ускорения потока под действием градиента первичных движущих сил от изменения статического давления, тяга в которой рассчитывается как:

$$R = P^*_{н_{ср}} F_{н_{ср}} - P_c F_c \text{ , при } V_n = 0, \quad (6)$$

$$R' = P^{*/}_{н_{ср}} F_{н_{ср}} - P'_c F_c \text{ , при } V_n > 0, \quad (7)$$

где $P^{*/}_{н_{ср}} = P^*_{н_{ср}} \pm \Delta P^*_{н_{ср}}$; $P^*_{н_{ср}} = P^*_г$ – статическое давление заторможенного потока в сечении Г-Г ТРД при $V_n = 0$; $F_{н_{ср}}$ – площадь газодинамического тракта в сечении Г-Г ТРД; $P^*_{н_{ср}} F_{н_{ср}}$ – средняя первичная движущая сила от изменения статического давления газового потока в сечении Г-Г зоны К-С ТРД при $V_n = 0$, приведенная к зоне невозмущенного потока Н; P_c – статическое давление газового потока в выходном сечении С-С реактивного сопла ТРД при $V_n = 0$; F_c – площадь выходного сечения С-С реактивного сопла ТРД; $P_c F_c$ – сила сопротивления в выходном сечении С-С реактивного сопла ТРД при $V_n = 0$; где R' – тяга ТРД при $V_n > 0$; $P^{*/}_{н_{ср}}$ – статическое давление заторможенного потока в сечении Г-Г ТРД при $V_n > 0$, зависит от $C'_{ср}$ – абсолютной осевой скорости газового потока в сечении Г-Г; $P^{*/}_{н_{ср}} F_{н_{ср}}$ – средняя первичная движущая сила от изменения статического давления газового потока в сечении Г-Г зоны К-С ТРД при $V_n > 0$, приведенная к зоне невозмущенного потока Н; P'_c – статическое давление газового потока в выходном сечении С-С реактивного сопла ТРД при $V_n > 0$; $P'_c F_c$ – сила сопротивления в выходном сечении С-С реактивного сопла ТРД при $V_n > 0$; $\pm \Delta P^*_{н_{ср}}$ – уменьшение или приращение статического давления заторможенного потока в сечении Г-Г ТРД при $V_n > 0$.

Согласно Закона сохранения энергии первичная движущая сила от изменения статического давления в зоне К-С, $P^{*/}_{н_{ср}} F_{н_{ср}}$, всегда равна, рисунок 1, первичной движущей силе в сечении Н-Н невозмущенного потока, $P_н F_{н_{пр}}$ при

$V_п = 0$, $P^*_н F_{н_{пр}}$ при $V_п > 0$, поскольку $F_{н_{пр}}$ при $V_п \geq 0$ всегда равно $F_{вх}$, то формулы тяги (6), (7) можно записать в виде:

$$R = P_н F_{вх} - P_c F_c \text{ , при } V_п = 0, \qquad (8)$$

$$R' = P^*_н F_{вх} - P'_c F_c \text{ , при } V_п > 0. \qquad (9)$$

Таким образом, тяга ТРД или любого движителя на непрерывных потоках, есть разность между средней первичной движущей силой в зоне К-С $\left(P^{*/}_{н_{ср}} F_{н_{ср}}\right)$ и силою сопротивления $\left(P_c F_c\right)$, приведенных к зоне невозмущенного потока Н. По расчетам среднее сечение в зоне К-С совпадает с сечением Г-Г ТРД (рисунок 1). Необходимо отметить, что среднее статическое давление в сечении Г-Г, $P^*_{н_{ср}}$ при $V_п > 0$ полностью зависит от изменения средней абсолютной осевой скорости потока $C'_{ср}$ в этом же сечении, а тяговая мощность ТРД всегда равна произведению $R \cdot C_{ср}$ при $V_п = 0$, $R' \cdot C'_{ср}$ при $V_п > 0$, поэтому полетный (тяговый) КПД ТРД рассчитывается как:

$$\eta_т = \left(1 - \frac{P_c F_c}{P^*_{н_{ср}} F_{н_{ср}}}\right) \cdot 100\% \text{, при } V_п = 0, \qquad (10)$$

$$\eta_п = \left(1 - \frac{P'_c F_c}{P^{*/}_{н_{ср}} F_{н_{ср}}}\right) \cdot 100\% \text{, при } V_п > 0, \qquad (11)$$

где $\eta_т$ – тяговый КПД ТРД при $V_п = 0$; $\eta_п$ – полетный (тяговый) КПД ТРД при $V_п > 0$.

3. 4. Применение уравнения эйлера, как контрольного варианта, для вывода формулы тяги ТРД

Для вывода формулы тяги ТРД с помощью уравнения Эйлера необходимо обе части этого уравнения разделить на Δt с целью перехода на размерность кГ или Н, после чего уравнение Эйлера имеет вид второго закона И.Ньютона:

$$m_г \cdot \frac{\Delta V}{\Delta t} = m_г \cdot a = \sum P_i, \qquad (12)$$

где $m_г$ – секундный массовый расход газового потока через трубку тока в зоне К-С (рисунок 1); ΔV – разница абсолютной осевой скорости газового потока на выходе V_2 (сечение С-С) и на входе V_1 (сечение К-К) в трубку тока в зоне К-С; Δt – время импульса внешних сил, действующих на трубку тока в зоне К-С, или время перемещения потока от сечения 1 (К) до сечения 2 (С); $\frac{\Delta V}{\Delta t} = a$ – изменение ускорения газового потока в зоне К-С; $m_г \cdot a$ – изменение илы инерции газового потока в зоне К-С, которая является одной из внешних сил, действующих на трубку тока в этой зоне; $\sum P_i$ – сумма всех других внешних сил, включая силу тяги R ТРД, реакции отсоединенных потоков, которые действуют на трубку тока в зоне К-С.

В этом случае уравнение Эйлера (12) читается только так:

Изменение силы инерции газового потока $m_г \cdot a$, которая является одной из внешних сил, действующих на трубку тока в зоне К-С, всегда равняется сумме всех остальных внешних сил, включая силу тяги R ТРД, а также реакции отсоединенных потоков от инерционных (динамических) сил и первичных движущих сил от изменения статического давления, действующих на сечение К слева, от зоны Н-К, и на сечение С справа, от зоны С-$Н_1$.

Запишем уравнение Эйлера (12) в векторной форме:

$$\overline{m_г a} = \overline{P_{ин1}} + \overline{P_{ин2}} + \overline{P^*_{н_{ср}} F_{н_{ср}}} + \overline{P_c F_c} + \overline{R} \qquad (13)$$

где $P_{ин1}$ – реакция отсоединенного потока зоны Н-К от инерционных (динамических) сил, которая действует на сечение К слева; $P_{ин2}$ – реакция отсоединенного потока зоны С-$Н_1$ от инерционных (динамических) сил, которая действует на сечение С справа;

Реакции отсоединенных потоков в зонах Н-К и С-$Н_1$, которые действуют на сечения К, С со стороны градиента первичных движущих сил от изменения статического давления, всегда равняются нулю, поэтому уравнение Эйлера (13) можно записать как:

$$\overline{P_{ин1}} + \overline{m_г a} + \overline{P_{ин2}} = \overline{R} + \overline{P^*_{н_{ср}} F_{н_{ср}}} + \overline{P_c F_c} \qquad (14)$$

Левая часть этого уравнения является суммой инерционных (динамических) сил в пределах контрольного контура Н-$Н_1$, которая всегда равняется нулю, тогда в модульной форме:

$$0 = -R + P^*_{н_{ср}} F_{н_{ср}} - P_c F_c \qquad (15)$$

$$R = P^*_{н_{ср}} F_{н_{ср}} - P_c F_c \text{, при } V_n = 0, \qquad (6)$$

$$R' = P^{*/}_{н_{ср}} F_{н_{ср}} - P'_c F_c \text{, при } V_n > 0. \qquad (7)$$

3. 5. Общие выводы, перспективы дальнейших разработок

Таким образом, выведенные на основе кинематического анализа формулы тяги (6), (7), (8), (9) и полетного (тягового) КПД (10), (11) полностью соответствуют экспериментальной части современной теории воздушно-реактивных двигателей и дают принципиально новое направление технической мысли о процессе генерирования тяги всеми движителями на непрерывных потоках, дают возможность очень просто разбираться и объяснять любые физические явления, которые имеют место в любом ТРД, дают возможность существенно упростить методику расчета двигателя путем введения точных исходных данных по $Р_н$, $F_{вх}$, (сечение d-d), $P^*_{н_{ср}}, F_{н_{ср}}$ (сечение Г-Г), P_c, F_c (сечение С-С), которые рассчитываются по заданной тяге двигателя согласно формул (6), (7), (8), (9), дают возможность наметить перспективу дальнейших разработок:

1. Вывод формулы тяги, полетного (тягового) КПД, вывод теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, как движителя.

ЛИТЕРАТУРА К ГЛАВЕ 3

1. Шляхтянко, С. М. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей, М.: Машиностроение, 1987г.– 568с.

2. Казанджан, П. К. Теория авиационных двигателей / П. К. Казанджан, Н. Д. Тихонов, А.К.Янко – М.: Машиностроение, 1983,–223с.

3. Патент 26883, Україна, МПК B64C 11/00, B64C 27/00, B64D 35/00, F04K 3/00. Турбогвинтовентиляторний двигун Б. Ш. Мамедов, –№U200705886, заявл. 29.05.2007, опубл. 10.10.2007, Бюл.№16, –22с.

4. Патент 46407, Україна, МПК F04D 27/02, F02K 1/00, F02K 3/00, F02C 7/00. Спосіб підвищення газодинамічної стійкості роботи повітря-реактивних двигунів Б. Ш. Мамедов, –№U200905152, заявл. 25.05.2009, опубл. 25.12.2009, Бюл.№24, –26с.

ГЛАВА 4.
ОСНОВЫ ЕДИНОЙ ТЕОРИИ ДВИЖИТЕЛЕЙ НА НЕПРЕРЫВНЫХ ПОТОКАХ. ВЫВОД ФОРМУЛЫ ТЯГИ, ПОЛЕТНОГО (ТЯГОВОГО) КПД, ТЕОРЕМЫ О ПДЪЕМНОЙ СИЛЕ ПРОДУВАЕМОГО ПРОФИЛЯ, КАК ДВИЖИТЕЛЯ

4. 1. Введение, постановка проблемы

Современная теория воздушно-реактивных двигателей (ВРД) делится на теоретическую и экспериментальную части, которые существуют независимо друг от друга, например, продувка решеток профилей. Эта экспериментальная часть современной теории ВРД накопила огромное количество статистических данных для различных решеток профилей, которые, к сожалению, не переходят в новое качество – единую теорию движителей на непрерывных потоках. Это объясняется тем, что современные методы исследования ВРД не выходят из русла неточного описания физических процессов в ВРД согласно существующих глубоко ошибочных фундаментальных формул тяги, полетного (тягового) КПД академика Б.С.Стечкина и такой же ошибочной теоремы о подъемной силе продуваемого профиля профессора Н.Е.Жуковского, обоснованная критика которых была приведена в главе 1, в которой был приведен также вывод единых формул тяги, полетного (тягового) КПД движителей на непрерывных потоках.

Ошибочность фундаментальных формул, заложенных в основу современной теории ВРД, привела к проектированию авиационных двигателей с грубыми конструктивными ошибками, приводящими при взлете, полете, посадке к заглоханию двигателей, к снижению безопасности полетов, привела к независимому существованию теоретической и экспериментальной части теории ВРД, привела к выпуску специалистов из авиационных ВУЗов, которые не представляют даже реального процесса генерирования тяги в ВРД.

Поэтому перед уже созданной единой теорией движителей на непрерывных потоках стояла проблема провести тесную связь между экспериментальной частью современной теории ВРД и единой теорией движителей на непрерывных потоках, основанной на принципиально новых формулах тяги, полетного (тягового) КПД, теореме о подъемной силе продуваемого профиля.

4. 2. Критика теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, выведенной профессором Н. Е. Жуковским в 1912г. постановка задания

Как уже отмечалось, основным недостатком существующей теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, [1], с. 53, является ошибочное распределение эпюры давления газового потока по корытцу продуваемого профиля. Согласно Н.Е.Жуковскому эта эпюра давлений изменяется от нуля на входной кромке до максимума на выходной кромке продуваемого профиля, что противоречит экспериментальным данным, которые показывают, что эпюра давлений газового потока по корытцу продуваемого профиля носит прямо противоположный характер, т.е. максимальное давление расположено в зоне

входной кромки и это давление уменьшается по мере приближения к выходной кромке продуваемого профиля, [1], с.68, рис. 3. 3, [2], с.24, фиг. 4, фиг. 6.

Поэтому теорема о подъемной силе продуваемого профиля, выведенная профессором Н.Е.Жуковским в 1912 г., не может быть фундаментальной, поскольку нарушает законы механики истечения жидкостей и газов.

Единая теория движителей на непрерывных потоках ставит задачу вывода реальной теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, которая объясняет любые физические явления, имеющие место в ВРД, и является фундаментальной для создания единой теории.

4. 3. Вывод формулы тяги, полетного (тягового) кпд, теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, как движителя.

4. 3. 1. Выбор контрольного контура

Профессор Н.Е.Жуковский разрабатывал установки для продувки решетки профилей. Эти установки постоянно совершенствовались и один из вариантов для продувки плоских решеток представлен в [1] на с. 57, рис. 2.26.

Согласно экспериментальным данным этой установки постоянная скорость продуваемого газового потока C_1, рис. 2.26, с определенного сечения, которое назовем зоной невозмущенного потока Н, начинает увеличиваться по закону движения с нарастающим ускорением с одновременным уменьшением статического давления, рис. 4. 1, на выходе из продуваемой решетки газовый поток имеет скорость $C_2 > C_1$ и $P_с$ слегка меньше $P_н$, сечение, где C_2 становится равной C_1 назовем зоной невозмущенного потока $Н_1$, т.е. это зона, где поток продолжает перемещаться, но уже с постоянной скоростью C_1.

На рис. 4. 1 представлено:

а – контрольный контур продуваемого профиля Н-$Н_1$;

б – кинематический анализ характера изменений осевых скоростей, статических давлений продуваемого газового потока в пределах контрольного контура Н-$Н_1$;

в – кинематический анализ характера изменений осевых ускорений (вторичных динамических – инерционных сил) в пределах контрольного контура Н-$Н_1$;

г – кинематический анализ характера изменений первичных движущих сил от изменения статического давления продуваемого газового потока в пределах контрольного контура Н-$Н_1$.

Таким образом, контрольный контур для вывода формулы тяги, полетного (тягового) КПД, теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, как движителя, ограничен зоной Н-$Н_1$, где Н – зона невозмущенного потока – начало движения частиц продуваемого газового потока с нарастающим ускорением; $Н_1$ – зона невозмущенного потока – конец движения частиц продуваемого газового потока с уменьшающимся до нуля ускорением.

При продувке по всей длине корытца продуваемого профиля генерируется зона заторможенного потока В-С, рисунок 1, поз.1, максимальное давление в этой зоне заторможенного потока находится в зоне входной кромки, это

давление постепенно уменьшается по мере перемещения газового потока к выходной кромке продуваемого профиля, [1], с.68, рис.3.3, [2], с.24, фиг. 4, фиг.6.

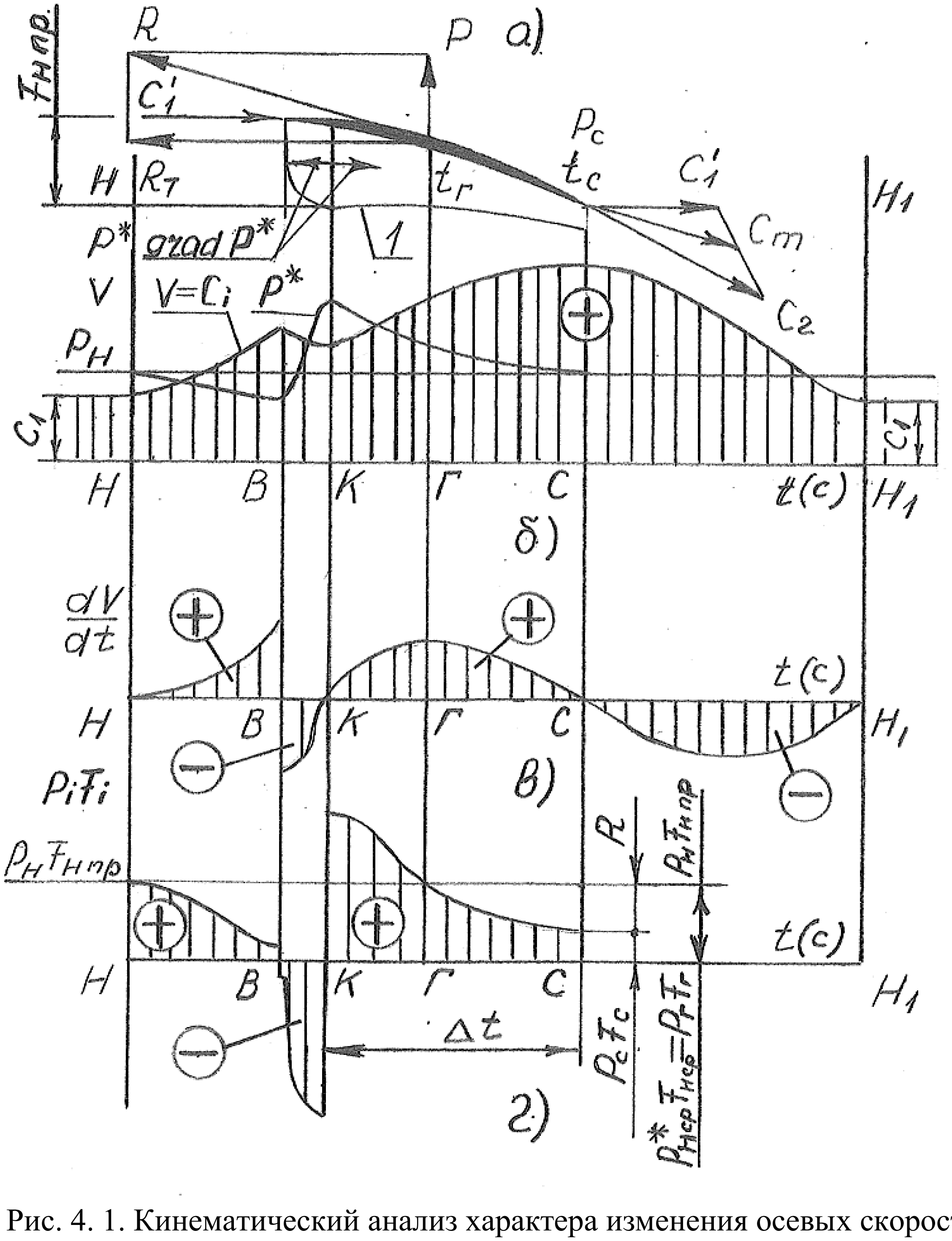


Рис. 4. 1. Кинематический анализ характера изменения осевых скоростей, ускорений (динамических – инерционных сил), первичных движущих сил от изменения статического давления для вывода формул тяги, полётного (тягового) КПД и теоремы о подъёмной силе продуваемого профиля, как движителя

Таким образом, по корытцу продуваемого профиля при продувке всегда генерируется зона заторможенного потока, которая регламентирует следующие зоны контрольного контура Н-Н$_1$, рис. 4. 1:

Н-В – зона ускоряемого газового потока, в которой градиент статических давлений направлен по потоку;

В-К – зона сжатия газового потока, в которой градиент статических давлений направлен против потока;

К-С – зона ускоряемого газового потока, в которой градиент статических давлений направлен по потоку, или зона К-С – это реактивное сопло, в котором генерируется тяга продуваемого профиля, [2], с.14, [3], с.8;

С-Н$_1$ – зона реактивной струи, в которой градиент статических давлений направлен по потоку, если $P_c > P_н$ (недорасширенный газовый поток), в которой градиент статических давлений равен нулю, если $P_c = P_н$ (нормально расширенный газовый поток), в которой градиент статических давлений направлен против потока, если $P_c < P_н$ (перерасширенный газовый поток), где $P_с$ – статическое давление в выходном сечении С-С реактивного сопла зоны К-С; $P_н$ – давление окружающей среды.

Зоны контрольного контура для продуваемого профиля полностью совпадают с зонами контрольного контура для любого ВРД, поэтому методика вывода единых формул тяги, полетного (тягового) КПД для любого ВРД и продуваемого профиля, как движителя, будет одинаковой, [3], с.8-14.

Необходимо отметить также, что согласно единой теории движителей на непрерывных птоках контрольный контур Н-Н$_1$ в сечении невозмущенного потока Н-Н всегда начинается с приведенной площади $F_{н_{пр}}$, расход газового потока через которую равен расходу газового потока, прошедшего через движитель. В нашем случае движителем является продуваемый профиль.

4. 3. 2. Характеристика внешних сил, действующих на трубку тока в зоне Н-Н$_1$

К внешним силам, действующим на трубку тока в зоне Н-Н$_1$, относятся:

1. Первичные движущие силы от изменения статических давлений, P_iF_i, где P_i– статическое давление газового потока в i-м сечении газодинамического тракта в пределах контрольного контура Н-Н$_1$; F_i– площадь i-го сечения газодинамического тракта в пределах контрольного контура Н-Н$_1$.

2. Вторичные движущие силы от изменения динамических (инерционных) сил, $m_г a_i$, где $m_г$– массовый секундный расход газового потока через продуваемый профиль, a_i– ускорение газового потока в i-м сечении газодинамического тракта в пределах контрольного контура Н-Н$_1$.

3. Силы сопротивления P_cF_c, где F_c– площадь выходного сечения реактивного сопла К-С продуваемого профиля.

4. Сила тяги R продуваемого профиля.

Силы трения газового потока о поверхность продуваемого профиля не учитываем.

4. 3. 3. Кинематический анализ характера изменения осевых скоростей, ускорений (динамических – инерционных сил), первичных движущих сил от изменения статического давления продуваемого потока для вывода формул тяги, полетного (тягового) КПД и теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, как движителя

Кинематический анализ, приведенный на рис. 4. 1, показывает, что с определенного сечения Н-Н, которое называется зоной невозмущенного потока, продуваемый поток, двигавшийся с постоянной скоростью C_1, [1], с.57, рис.2.26, рисунок 1, начинает ускоряться от сечения Н к сечению В, после которого продуваемый газовый поток начинает сжиматься, статическое давление продуваемого потока увеличивается при одновременном уменьшении осевой скорости. Согласно методу графического дифференцирования положительный tgα, относительно характеризующий ускорение газового потока, растет в зоне Н-В, в сечении В tgα резко меняет свое значение на отрицательное, что свидетельствует о наличии в сечении В кинематической зоны жесткого (упругого) удара, которая генерирует ударные волны, распространяющиеся одинаково во всех направлениях. С увеличением скорости продуваемого потока увеличивается мощность ударных волн, генерируемых в кинематической зоне жесткого (упругого) удара, сечение В. Ударные волны, направленные против потока, тормозят последний, что может привести, при определенной скорости продувки, к запиранию продуваемой решетки, к неустойчивой продувке.

Кинематический анализ показывает, рис. 4. 1, в, что сумма динамических (инерционных) сил в пределах контрольного контура Н-$Н_1$ всегда равна нулю, это означает, что скорость газового потока, обтекающего продуваемый профиль, никогда не создает тягу.

Кинематический анализ показывает также, что первичные движущие силы P_iF_i, от изменения статических давлений в зоне Н-В полностью компенсируются аналогичными силами зоны В-К, рис. 4. 1, г. В зоне реактивной струи С-$Н_1$ градиент первичных движущих сил от изменения статического давления всегда равен нулю, поскольку согласно закона Бойля-Мариотта в реактивной струе $P_iF_i = const$, газовый поток в реактивной струе движется только под действием инерционных сил, [2], [3], [4].

Таким образом, нескомпенсированной зоной, в которой генерируется тяга продуваемого профиля, как движителя, является зона ускоряемого потока К-С, которую можно назвать реактивным соплом, тяга, полетный (тяговый) КПД которого рассчитываются как:

$$R = P^*_{н_{ср}} F_{н_{ср}} - P_c F_c \text{ , при } V_n = 0, \text{ [2], [3], [4]} \quad (1)$$

$$R' = P^{*/}_{н_{ср}} F_{н_{ср}} - P'_c F_c \text{, при } V_n > 0, \text{ [2], [3], [4]} \quad (2)$$

где $P^{*/}_{н_{ср}} = P^*_{н_{ср}} \pm \Delta P^*_{н_{ср}}$,

$$F_{н_{ср}} = t_1 l \text{, при } V_n = 0;$$

$$F_c = tl \text{, при } V_n = 0;$$

$$F_{н_{ср}} = t_1' l \text{, при } V_n > 0;$$

$$F_c' = t' l \text{, при } V_n > 0, \text{ [2], [3];}$$

$$\eta_m = \left(1 - \frac{P_c F_c}{P^*_{н_{ср}} F_{н_{ср}}}\right) \cdot 100\% \text{, при } V_n = 0 \text{, [2], [3]} \quad (3)$$

$$\eta_n = \left(1 - \frac{P_c' F_c'}{P^{*/}_{н_{ср}} F'_{н_{ср}}}\right) \cdot 100\% \text{, при } V_n > 0 \text{, [2], [3]} \quad (4)$$

где R – тяга продуваемого профиля при $V_n = 0$; $P^*_{н_{ср}} = P^*_г$ – статическое давление в среднем сечении Г-Г газодинамического тракта продуваемого профиля в зоне К-С при $V_n = 0$, приведенное к зоне невозмущенного потока Н; $F_{н_{ср}}$ – площадь газодинамического тракта в среднем сечении Г зоны К-С продуваемого профиля при $V_n = 0$, приведенная к зоне невозмущенного потока Н; t_1 – толщина газодинамического тракта в среднем сечении Г зоны К-С продуваемого профиля при $V_n = 0$; l – длина лопатки продуваемого профиля; $P^*_{н_{ср}} F_{н_{ср}}$ – средняя, приведенная к зоне невозмущенного потока Н, первичная движущая сила от изменения статического давления в зоне К-С продуваемого профиля при $V_n = 0$; P_c – статическое давление газового потока в выходном сечении С-С газодинамического тракта продуваемого профиля при $V_n = 0$; F_c – площадь газодинамического тракта в выходном сечении С-С газодинамического тракта продуваемого профиля при $V_n = 0$; t – толщина газодинамического тракта в выходном сечении С-С продуваемого профиля при $V_n = 0$; $P_c F_c$ – сила сопротивления статического давления в выходном сечении С-С продуваемого профиля при $V_n = 0$; R' – тяга продуваемого профиля при $V_n > 0$; $P^{*/}_{н_{ср}} = P^{*/}_г$ – статическое давление в среднем сечении Г-Г газодинамического тракта продуваемого профиля в зоне К-С при $V_n > 0$, приведенное к зоне невозмущенного потока Н; $F'_{н_{ср}}$ – площадь газодинамического тракта в среднем сечении Г-Г зоны К-С продуваемого профиля при $V_n > 0$, приведенная к зоне невозмущенного потока Н; t_1' – толщина газодинамического тракта в среднем сечении Г-Г зоны К-С продуваемого профиля при $V_n > 0$; $P^{*/}_{н_{ср}} F'_{н_{ср}}$ – средняя, приведенная к зоне невозмущенного потока Н, первичная движущая сила от изменения статического давления в зоне К-С продуваемого профиля при $V_n > 0$; $\pm\Delta P^*_{н_{ср}}$ – уменьшение или приращение статического давления в среднем сечении Г-Г газодинамического тракта в зоне К-С продуваемого профиля при $V_n > 0$; P_c' – статическое давление в выходном сечении С-С газодинамического тракта продуваемого профиля при $V_n > 0$; F_c' – площадь газодинамического тракта в выходном сечении С-С продуваемого профиля при $V_n > 0$; t' – толщина газодинамического тракта в выходном сечении С-С продуваемого профиля при

$V_n > 0$; $P_c' F_c'$ – сила сопротивления статического давления в выходном сечении С-С газодинамического тракта зоны К-С продуваемого профиля при $V_n > 0$; η_m – тяговый КПД продуваемого профиля при $V_n = 0$; η_n – полетный (тяговый) КПД продуваемого профиля при $V_п > 0$.

Вектор тяги продуваемого профиля $\overline{R}$ всегда направлен противоположно вектору $\overline{C_m}$ средней скорости газового потока, обтекающего продуваемый профиль, рисунок 1, [2], с.24, фиг. 6, при этом вектор тяги $\overline{R}$ наклонен к вектору $\overline{C_1}$ под углом α, что дает возможность вектору тяги $\overline{R}$ раскладываться на осевую составляющую тяги $\overline{R}_т$ и подъемную силу продуваемого профиля Р, которая равна:

$$P = R \cdot \sin\alpha \tag{5}$$

$$P = \left(P^*_{н_{ср}} F_{н_{ср}} - P_c F_c\right) \cdot \sin\alpha \text{, при } V_n = 0\text{, [2], с.15,} \tag{6}$$

$$P' = \left(P^{*/}_{н_{ср}} F'_{н_{ср}} - P'_c F'_c\right) \cdot \sin\alpha' \text{, при } V_n > 0\text{, [2], с.15,} \tag{7}$$

Как видно из рисунка 1 КПД продуваемого профиля зависит также от угла α, чем меньше α, тем выше КПД, [2], с.24, фиг.6б.

Таким образом, подъемную силу продуваемого профиля необходимо рассматривать только как функцию от тяги, генерируемой продуваемым профилем, и угла α, а теорему о подъемной силе продуваемого профиля можно сформулировать в следующем виде: подъемная сила продуваемого профиля, как движителя, равна произведению тяги, генерируемой продуваемым профилем, на $\sin\alpha$, где α – угол между вектором тяги $\overline{R}$ и направлением вектора скорости C_1 на входе в продуваемый профиль, [1], с.57, рис.2.26, [2], с.24, фиг.6б.

4. 3. 4. Применение уравнения Эйлера, как контрольного варианта, для вывода формулы тяги продуваемого профиля, как движителя

Для вывода формулы тяги продуваемого профиля с помощью уравнения Эйлера необходимо обе части этого уравнения разделить на Δt с целью перехода на размерность кГ или Н, после чего уравнение Эйлера преобразуется во второй закон И.Ньютона, [2], с.15-16:

$$m_г \cdot \frac{\Delta V}{\Delta t} = m_г \cdot a = \sum P_i, \tag{8}$$

где $m_г$ – секундный массовый расход газового потока через продуваемый профиль, площадь сечения этого потока в зоне невозмущенного потока Н, рисунок 1, регламентируется площадью $F_{н_{пр}}$, а в зоне заторможенного потока В-С регламентируется площадью газодинамического тракта; ΔV – разница осевых скоростей газового потока на выходе, V_2, из трубки тока в зоне К-С и на входе, V_1, в эту же трубку тока; Δt – время импульса внешних сил, действующих на трубку тока в зоне К-С, или время перемещения потока от сечения К до сечения С; $\frac{\Delta V}{\Delta t} = a$ – изменение ускорения продуваемого газового потока в зоне К-С; $m_г \cdot a$ – изменение силы инерции потока в зоне К-С; $\sum P_i$ – сумма всех

остальных внешних сил, действующих на трубку тока в зоне К-С, включая силу тяги R продуваемого профиля, реакции отсоединенных потоков со стороны первичных движущих сил от изменения статического давления, вторичных динамических (инерционных) сил, действующих слева на сечение К от зоны Н-К и справа на сечение С от зоны С-$Н_1$.

В этом случае уравнение Эйлера (8) читается только так:

Изменение силы инерции продуваемого газового потока $m_г \cdot a$, которая является одной из внешних сил, действующих на трубку тока в зоне К-С, всегда равняется сумме всех остальных внешних сил, включая силу тяги R продуваемого профиля, а также реакции отсоединенных потоков от первичных движущих сил от изменения статического давления, вторичных динамических (инерционных) сил, действующих на сечение К слева, от зоны Н-К и на сечение С справа, от зоны С-$Н_1$, [2], с.15-16.

Запишем уравнение Эйлера (8) в векторной форме:

$$\overline{m_г a} = \overline{P_{ин1}} + \overline{P_{ин2}} + \overline{P^*_{н_{ср}} F_{н_{ср}}} + \overline{P_c F_c} + \overline{R} \qquad (9)$$

где $P_{ин1}$ – реакция отсоединенного потока зоны Н-К от динамических (инерционных) сил, которая действует на сечение К слева; $P_{ин2}$ – реакция отсоединенного потока зоны С-$Н_1$ от динамических (инерционных) сил, которая действует на сечение С справа; $\overline{R}$ – тяга продуваемого профиля.

Необходимо отметить, что работа центробежных сил, которые генерируются при перемещении продуваемого потока по криволинейной поверхности корытца продуваемого профиля, согласно уравнения Бернулли, полностью затрачивается на дополнительное сжатие потока и изменение его кинетической энергии, принимая, таким образом, активное участие в процессе генерирования тяги. В уравнении Эйлера эти силы не учитываются, поскольку они компенсируются равным и противоположно направленным давлением потока.

Реакции отсоединенных потоков в зоне Н-К и С-$Н_1$, которые действуют на сечение К, С со стороны первичных движущих сил от изменения статического давления, всегда равняются нулю, поэтому уравнение Эйлера (9) можно записать как:

$$\overline{P_{ин1}} + \overline{m_г a} + \overline{P_{ин2}} = \overline{R} + \overline{P^*_{н_{ср}} F_{н_{ср}}} + \overline{P_c F_c} \qquad (10)$$

Левая часть этого уравнения является суммой динамических (инерционных) сил в пределах контрольного контура Н-$Н_1$, которая всегда равняется нулю, тогда в модульной форме:

$$0 = -R + P^*_{н_{ср}} F_{н_{ср}} - P_c F_c \text{, откуда} \qquad (11)$$

$$R = P^*_{н_{ср}} F_{н_{ср}} - P_c F_c \text{, при } V_n = 0, \qquad (1)$$

$$R' = P^{*/}_{н_{ср}} F'_{н_{ср}} - P'_c F'_c \text{, при } V_n > 0. \qquad (2)$$

Таким образом, продуваемый профиль, как движитель на непрерывных потоках, генерирует тягу, полетный (тяговый) КПД, которые рассчитываются по единым формулам тяги, полетного (тягового) КПД для всех типов движителей на непрерывных потоках, [2], [3], [4].

Согласно выведенной теореме о подъемной силе продуваемого профиля установлено, что подъемную силу продуваемого профиля всегда нужно рассчитывать как функцию от тяги, генерируемой продуваемым профилем, установлено, что КПД продуваемого профиля дополнительно зависит от угла α, который образуется между вектором тяги, R, и направлением скорости продуваемого потока, C_1, установлено также, что все продуваемые профили типа лопастей гребных и воздушных винтов, профилей крыльев самолётов, птиц и др. относятся к движителям прямой реакции, тяга которых должна измеряться только в кГ или Н.

4. 4. Общие выводы, перспективы дальнейших разработок

Содержание данной статьи открывает широкие перспективы прежде всего её практического применения, например, как увеличить тягу воздушных винтов путем обеспечения угла α=0, тоже касается и гребных винтов, какие воздушные винты, гребные винты необходимо использовать в этом случае, как устранить кинематическую зону жёсткого (упругого) удара в сечении В, какие конструкции воздушно-реактивных двигателей, воздушных и гребных винтов необходимо применить в этом случае и т.д.

Таким образом, выведенные формулы тяги, полётного (тягового) КПД, теорема о подъемной силе продуваемого профиля, как движителя, являются основой единой теории движителей на непрерывных потоках, открывающей широкие перспективы технического прогресса для любых типов движителей на непрерывных потоках, основанные на полном устранении кинематической зоны жёсткого (упругого) удара в сечении В, приводящей к заглоханию двигателей при взлёте, полёте, посадке, поэтому очередная статья будет касаться причин заглохания воздушно-реактивных двигателей при взлёте, полёте, посадке.

ЛИТЕРАТУРА К ГЛАВЕ 4

1. Казанджан, П. К. Теория авиационных двигателей / П. К. Казанджан, Н. Д. Тихонов, А. К. Янко / Москва: Машиностроение, 1983,–223с.

2. Патент 35561, Україна, МПК B63H 1/14, B63H 1/28, B63H 5/00. Судновий двигуно-рушійний комплекс / Б. Ш. Мамедов, –№U200805116, заявл. 21.04.2008; опубл. 25.09.2008, Бюл.№18, –26с.

3. Патент 86788, Україна, МПК F02K 1/00, F02K 3/00, F02C 7/04. Турбореактивний двоконтурний двигун Б. Ш. Мамедов, –№a200607941, заявл.14.07.2006, опубл. 25.05.2009, Бюл.№10, –22с.

4. Патент 26883, Україна, $МПК_6$ B64C 11/00, B64C 27/00, B64D 35/00, F04K 3/00. Турбогвинтовентиляторний двигун / Б. Ш. Мамедов, – №U200705886, заявл. 29.05.2007, опубл. 10.10.2007, Бюл.№16, –22с.

ГЛАВА 5.
ОСНОВЫ ЕДИНОЙ ТЕОРИИ ДВИЖИТЕЛЕЙ НА НЕПРЕРЫВНЫХ ПОТОКАХ.
ВЫВОД ФОРМУЛЫ ТЯГИ ПАРУСА

5. 1. Введение. Постановка проблемы

Парус, как движитель на непрерывных потоках, является одним из самых древних изобретений человека. Однако, несмотря на возраст, в этом древнем движителе на непрерывных потоках, как в капле воды, отразилась вся единая теория движителей на непрерывных потоках, включая воздушно-реактивные двигатели (ВРД). Это означает, что различные паруса и воздушно-реактивные двигатели рассчитываются по единым формулам тяги, полетного (тягового) КПД и единой теореме о подъемной силе продуваемого профиля.

Необходимость этой работы связана с тем, что в основу существующей теории воздушно-реактивных двигателей заложены ошибочные формулы тяги, полетного (тягового) КПД, выведенные академиком Б.С.Стечкиным в 1929г. и такая же ошибочная теорема о подъемной силе продуваемого профиля, выведенная профессором Н.Е.Жуковским в 1912г., [1], с.15-20, [2], с.146-153. Все это привело к тому, что современная теория воздушно-реактивных двигателей разделилась на две части: теоретическую и экспериментальную, которые существуют абсолютно автономно и любые попытки авторов соединить эти две части заканчивались тем, что многие узловые физические явления, имеющие место при работе ВРД, описывались ошибочно, например, такие физические понятия, как тяга ВРД, полетный (тяговый) КПД, теорема о подъемной силе продуваемого профиля, трактовка процесса генерирования отрывных течений, приводящих к неустойчивой работе ВРД, к помпажу, заглоханию ВРД при взлете, полете, посадке, [3], с.114, которая поставила конструкторов в тупиковое положение, поскольку устранить генерирование неустойчивой работы, помпажа, заглохание ВРД при взлете, полете, посадке, согласно существующей трактовке, невозможно, и многие другие физические явления.

Таким образом, ошибочное или неточное описание физических процессов, имеющих место в авиационных двигателях, привело к тому, что современная теория воздушно-реактивных двигателей разработала методику проектирования авиадвигателей с заведомо грубыми конструктивными ошибками, которые приводят к снижению безопасности полетов.

Парус грот яхты и ВРД – это два разных типа движителей на непрерывных потоках, но которые в обязательном порядке подчиняются одним и тем же законам генерирования тяги, полетного (тягового) КПД, и, если рассмотреть продуваемый профиль лопатки и продуваемый профиль паруса грот, то оба они генерируют одну и ту же теорему о подъемной силе продуваемого профиля.

Поэтому перед уже созданной единой теорией движителей на непрерывных потоках стояла проблема провести параллель между любыми

типами движителей на непрерывных потоках, в данном случае парус грот яхты и ВРД, стояла проблема показать и доказать, что движители на непрерывных потоках описываются одними и теми же формулами тяги, полетного (тягового) КПД, единой теоремой о подъемной силе продуваемого профиля и являются движителями прямой реакции, тяга которых должна измеряться только в кГ или Н.

5. 2 Критика теоремы о подъемной силе продуваемого профиля. Постановка цели

Всю свою сознательную жизнь профессор Н. Е. Жуковский занимался, в том числе, вопросом вывода формулы тяги гребного винта. В своих работах "О реакции втекающей и вытекающей жидкости" (1882-1886г.г.), "К теории судов, приводимых в движение силой реакции вытекающей воды" (1908г.) и "Вихревая теория гребного винта" (1912-1918г.г.) Н.Е.Жуковский, как считается в современной теории воздушно-реактивных двигателей, заложил основы теории реактивного движения и вихревой теории лопаточных машин, [3], с.9.

В работе "Вихревая теория гребного винта", 1912г., профессор Н. Е. Жуковский вывел свою теорему о подъемной силе продуваемого профиля, которая в качестве фундаментальной заложена в основу современной теории воздушно-реактивных двигателей, [3], с.53. Однако эта теорема о подъемной силе продуваемого профиля оказалась ошибочной. Как уже отмечалось, [2], с.148-153, основным недостатком этой теоремы о подъемной силе продуваемого профиля является ошибочное распределение эпюры давлений продуваемого газового потока по корытцу продуваемого профиля. Согласно Н. Е. Жуковскому, эта эпюра давлений изменяется от нуля на входной кромке до максимума на выходной кромке, поскольку циркуляция продуваемого газового потока, $\Gamma = t \cdot \Delta w_u$, которую Н. Е. Жуковский ввел в теорему о подъемной силе продуваемого профиля, [3], с.53, имеет нулевое значение на входной кромке, поскольку $\Delta w_u = 0$, и максимальное значение на выходной кромке продуваемого профиля, где Δw_u имеет наибольшее значение.

Такое распределение эпюры давлений продуваемого газового потока по корытцу продуваемого профиля находится в противоречии с экспериментальными данными той же самой современной теории воздушно-реактивных двигателей, которые четко показывают, что эпюра давлений продуваемого газового потока по корытцу продуваемого профиля носит прямо противоположный характер, т.е. максимальное давление расположено в зоне входной кромки и это давление уменьшается по мере приближения к выходной кромке продуваемого профиля, [3], с.68, рис.3.3.

Поэтому теорема о подъемной силе продуваемого профиля, выведенная профессором Н. Е. Жуковским в 1912г., не может быть фундаментальной, поскольку нарушает законы механики истечения жидкостей и газов, а его работа "Вихревая теория гребного винта" является ошибочной. Самой основной ошибкой, которую допустил Н.Е.Жуковский при выводе теоремы о подъемной

силе продуваемого профиля, является ошибочное введение такого понятия, как циркуляция, или присоединенного вихря, которые отражают только работу отрывных зон газового потока по спинке продуваемого профиля при превышении углов атаки i более 5-7º, а при правильно выбранной установке продуваемого профиля и правильно выбранных параметрах продуваемого газового потока, когда по корытцу и по спинке продуваемого профиля имеет место ламинарное обтекание, ни о какой циркуляции, или присоединенном вихре, не может быть и речи. Профессор Н.Е.Жуковский допустил и другие ошибки, к которым относятся полное отсутствие кинематического анализа и зоны заторможенного потока, поскольку профессор Н. Е. Жуковский рассматривал продуваемый профиль как движитель, который генерирует только подъемную силу.

Такое физическое представление о подъемной силе продуваемого профиля, например, крыла самолета, планера, птицы является неточным. Любой продуваемый профиль всегда необходимо рассматривать как движитель, который генерирует тягу, направленную под углом α к направлению вектора скорости продуваемого газового потока, а подъемную силу продуваемого профиля всегда необходимо рассматривать как функцию от тяги, генерируемой продуваемым профилем.

Поэтому уже созданная единая теория движителей на непрерывных потоках ставила своей целью (заданием) на примере продуваемого профиля паруса грот яхты подтвердить, что все движители на непрерывных потоках рассчитываются по одинаковым формулам тяги, полетного (тягового) КПД, теореме о подъемной силе продуваемого профиля.

5. 3. Вывод формулы тяги, полетного (тягового) КПД, теоремы о подъемной силе

5. 3. 1. Выбор контрольного контура

Необходимо сразу отметить, что одинаковая теория движителей на непрерывных потоках для всех движителей вводит единую терминологию, принятую в современной теории воздушно-реактивных двигателей.

Продуваемый профиль паруса грот яхты перемещается в воздушной среде со скоростью $V_п$, при этом перед продуваемым профилем и по всей длине корытца продуваемого профиля генерируется зона заторможенного потока В-С, рис. 5. 1, поз.1. Зона заторможенного потока – это физическое явление, которое имеет место перед любым движущимся предметом в любой окружающей среде.

Для движущегося продуваемого профиля паруса грот яхты начало зоны заторможенного потока В-С характеризуется площадью $F_{Нпр}$, которая равна лобовой площади паруса грот яхты, рис. 5. 1, а.

На рис. 5. 1 представлено: а – контрольный контур продуваемого профиля паруса грот яхты; б – кинематический анализ характера изменения статических давлений, осевых скоростей продуваемого газового потока в пределах контрольного контура Н-$Н_1$; в – кинематический анализ характера изменения осевых ускорений (вторичных динамических-инерционных сил) в пределах

контрольного контура Н-$Н_1$; г – кинематический анализ характера изменения первичных движущих сил от изменения статических давлений продуваемого газового потока в пределах контрольного контура Н-$Н_1$.

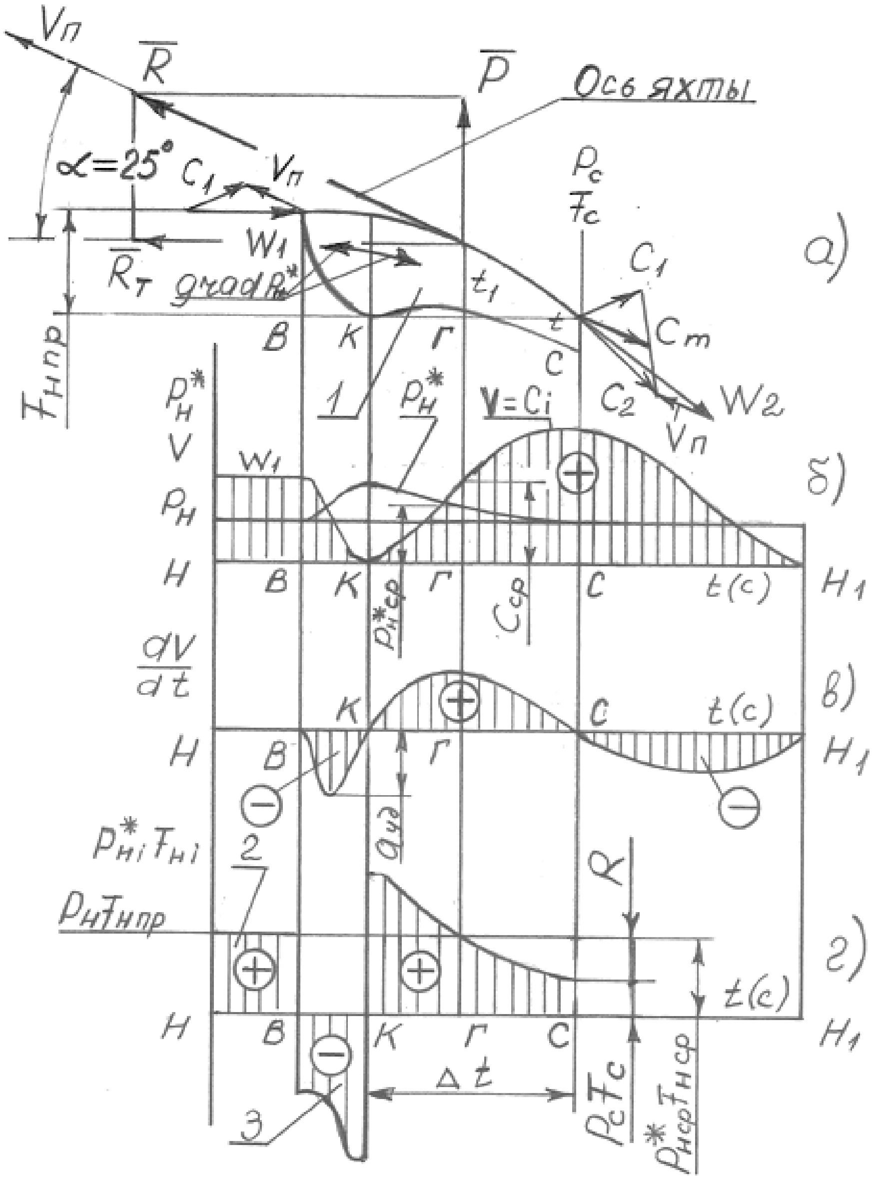


Рис. 5. 1. Кинемагачеcкий анализ характера изменений статических давлений, осевых скоростей, ускорений (динамических-инерционных сил), первичных движущих сил

Распределение статических давлений в зоне заторможенного потока В-С находится в строгом соответствии с распределением статических давлений в зоне заторможенного потока продуваемого лопаточного профиля, [3], с.68, рис. 3.3, т.е. максимальное давление продуваемого газового потока находится в зоне входной кромки продуваемого профиля паруса грот яхты и это давление постепенно уменьшается по мере перемещения газового потока по корытцу продуваемого профиля, при этом уменьшение статического давления продуваемого газового потока в зоне заторможенного потока К-С всегда сопровождается увеличением его осевой скорости, рис. 5. 1, б.

Рассмотрим инверсионный метод, при котором газовый поток (воздух) набегает на неподвижный продуваемый профиль паруса грот яхты со скоростью W_1, которую считаем постоянной, при этом по корытцу паруса грот генерируется зона заторможенного потока В-С, входная площадь которой регламентируется $F_{Нпр}$ – лобовой площадью продуваемого профиля паруса грот, рис. 5.1, а.

Сечение, с которого продуваемый газовый поток начинает перемещаться к неподвижному продуваемому профилю паруса грот с постоянной скоростью W_1 является зоной невозмущенного потока Н.

Для правильного понимания кинематического анализа и процесса генерирования тяги продуваемым профилем паруса грот зону невозмущенного потока Н ограничиваем таким сечением, чтобы площадь геометрической фигуры, рис. 5, 1, поз. 2, была равна площади геометрической фигуры, поз. 3, поскольку площади этих геометрических фигур условно изображают работу первичных сил в зонах Н-В и В-К, которые равны и компенсируют друг друга.

Расположение зоны невозмущенного потока Н в бесконечности перед продуваемым профилем, как это было принято профессором Н. Е. Жуковским в его работе "Вихревая теория гребного винта" в 1912г., лишено всякого физического смысла, это отмечают и современные специалисты, [3], с.53, поскольку в компенсации отрицательной работы первичных сил в зоне В-К, рис. 5, 1, поз. 3, участвует только незначительная часть набегающего потока, ограниченной площадью геометрической фигуры Н-В, рис. 5. 1, поз. 2, условно изображающей положительную работу первичных сил в этой зоне.

В полете (при перемещении яхты) по корытцу продуваемого профиля паруса грот всегда генерируется зона заторможенного потока, которая регламентирует следующие зоны и сечения контрольного контура Н-$Н_1$, рис.5.1: Н-Н – сечение невозмущенного потока, регламентирующее равенство площадей (работ первичных сил) геометрических фигур, рис. 5. 1, поз.2,3; Н-В – зона набегающего со скоростью W_1 продуваемого газового потока, кинетическая энергия которого, $m_г W_1^2/2$, полностью переходит в потенциальную энергию давления продуваемого газового потока в зоне В-К; В-К – зона сжатия продуваемого газового потока, в которой градиент статических давлений отрицателен, т.е. направлен против потока.

Необходимо отметить, что сечения В-В и К-К расположены очень близко друг относительно друга, поэтому можно считать, что они являются зоной мгновенного фазового перехода продуваемого газового потока от агрегатного состояния со статическим давлением $P_н$ в агрегатное состояние со статическим давлением $P_н^*$; К-С – зона ускоряемого газового потока, в котором градиент статических давлений направлен по потоку, или зона К-С – это реактивное сопло, в котором генерируется тяга продуваемого профиля паруса грот, [4], с.24, фиг.6, зона К-С; С-С – выходное сечение реактивного сопла К-С, регламентирующее силу сопротивления $P_c F_c$, где P_c – статическое давление продуваемого газового потока в сечении С-С, F_c – площадь выходного сечения реактивного сопла К-С; С-$Н_1$ – зона реактивной струи, в которой градиент

статических давлений направлен по потоку, если $P_c > P_н$ (недорасширенный газовый поток), в которой градиент статических давлений равен нулю, если $P_c = P_н$ (нормально расширенный газовый поток), в которой градиент статических давлений направлен против потока, если $P_c < P_н$ (перерасширенный газовый поток), где $P_н$ – давление окружающей среды; $Н_1$-$Н_1$ – сечение невозмущенного потока, в котором ускорение продуваемого газового потока равно нулю.

Зоны контрольного контура Н-$Н_1$ для продуваемого профиля паруса грот полностью совпадают с зонами контрольного контура Н-$Н_1$ любого ВРД, [1], с.18, рис. 5. 1, поэтому методика вывода единых формул тяги, полетного (тягового) КПД для любого ВРД и продуваемого профиля паруса грот, как движителя, будет одинаковой, методика вывода теоремы о подъемной силе продуваемого профиля паруса грот будет аналогичной для воздушных и гребных винтов, [4], с.8-9, с.24, фиг.6.

Необходимо отметить, что согласно единой теории движителей на непрерывных потоках контрольный контур Н-$Н_1$ для продуваемого профиля паруса грот, как движителя, всегда начинается с приведенной площади $F_{н_{пр}}$, расход продуваемого газового потока через которую равен расходу газового потока, прошедшего через движитель.

5. 3. 2. Характеристика внешних сил, действующих на трубку тока в зоне Н-$Н_1$ продуваемого профиля паруса грот, как движителя

К внешним силам, действующим на трубку тока в зоне Н-$Н_1$, относятся:

1. Первичные движущие силы от изменения статических давлений, P_iF_i, где P_i – статическое давление продуваемого газового потока в i-м сечении газодинамического тракта в пределах контрольного контура Н-$Н_1$; F_i – площадь i-го сечения газодинамического тракта в пределах контрольного контура Н-$Н_1$. 2. Вторичные движущие силы от изменения динамических (инерционных) сил, $m_г a_i$, где $m_г$ – массовый секундный расход продуваемого газового потока через продуваемый профиль паруса грот, регламентируется площадью $F_{н_{пр}}$, плотностью продуваемого газового потока и скоростью W_1; a_i – ускорение газового потока в i-м сечении газодинамического тракта в пределах контрольного контура Н-$Н_1$. 3. Силы сопротивления – это силы, которые направлены против потока и к которым могут относиться как первичные силы от изменения статического давления, например, в зоне В-К, динамические (инерционные) силы, когда силы инерции направлены против потока, так и сила сопротивления P_cF_c. 4. Сила тяги продуваемого профиля паруса грот, как движителя. 5. Гравитационные силы продуваемого газового потока, которые в горизонтальном полете не учитываются.

Силы трения продуваемого газового потока о поверхность продуваемого профиля не учитываем.

Таким образом, в контрольном контуре Н-$Н_1$ рассматривается замкнутая система всех внешних сил, действующим на трубку тока в зоне Н-$Н_1$, т.е.

векторная сумма всех внешних сил в пределах контура Н-$Н_1$ всегда равна нулю. Замыкает векторный силовой многоугольник (в нашем случае линия) всегда тяга R, которая генерируется продуваемым профилем паруса грот, как движителем.

Замкнутая система внешних сил, отражая единый Закон сохранения энергии, предусматривает и равенство работ всех внешних сил, направленных по потоку и против потока. При наличии кинематического анализа работа любой внешней силы условно изображается площадью соответствующей геометрической фигуры, например, работа вторичных динамических (инерционных) сил, направленных против потока, условно изображается геометрической фигурой со знаком "плюс", направленных по потоку условно изображается двумя геометрическими фигурами со знаком "минус", рис.1в. Согласно Закона сохранения энергии сумма площадей геометрических фигур со знаком "плюс" всегда равна сумме площадей геометрических фигур со знаком "минус", т.е. векторный силовой многоугольник, в нашем случае линия, всегда должен быть замкнутым для вторичных динамических-инерционных сил. То же самое касается и для первичных движущих сил от изменения статических давлений продуваемого газового потока в пределах контрольного контура Н-$Н_1$, например, работа первичных сил и сил сопротивления, направленных против потока, условно изображается геометрическими фигурами со знаком "минус", к которым относится работа первичных сил в зоне В-К, в зоне К-С для силы сопротивления P_cF_c и тяги движителя R, работа первичных движущих сил, направленных за потоком, условно изображается геометрическими фигурами со знаком "плюс", к которым относится работа первичных движущих сил от изменения статического давления в зоне Н-В, в зоне К-С для первичных движущих сил от изменения статического давления, рис.1г. Согласно Закона сохранения энергии сумма площадей геометрических фигур для первичных сил со знаком "плюс" всегда равна сумме площадей геометрических фигур со знаком "минус", т.е. векторный силовой многоугольник, в нашем случае линия, всегда является замкнутым, при этом замыкающим вектором силового многоугольника (линии) для первичных сил и сил сопротивления будет являться тяга R паруса грот, как движителя.

5. 3. 3. Кинематический анализ характера изменения статических давлений, осевых скоростей, ускорений (динамических-инерционных) сил, первичных движущих сил от изменения статических давлений продуваемого газового потока для вывода формулы тяги, полетного (тягового) КПД, теоремы о подъемной силе продуваемого профиля паруса грот, как движителя

Метод кинематического анализа для вывода формулы тяги, полетного (тягового) КПД, теоремы о подъемной силе продуваемого профиля паруса грот, как движителя, проводится впервые.

Кинематический анализ, приведенный на рис. 5. 1, показывает, что с определенного сечения Н-Н, которое называется зоной невозмущенного потока, продуваемый газовый поток движется с постоянной скоростью W_1. Лобовая

площадь паруса грот $F_{н_{пр}}$, рис. 5. 1, а, тормозит набегающий поток воздуха, генерируя по корытцу продуваемого профиля паруса грот зону заторможенного потока В-С, рис.1, поз. 1. Набегающий с постоянной скоростью W_1 продуваемый газовый поток со статическим давлением $P_н$ при достижении сечения В-В мгновенно тормозится, при этом для трубки тока, расположенной в среднем сечении В-В, вся кинетическая энергия набегающего потока, $m_г W_1^2/2$, переходит в потенциальную энергию давления в сечении К-К.

Кинематический анализ показывает, что изменение статического давления продуваемого газового потока от $P_н$ до $P_н^*$ вызывает уменьшение осевой скорости продуваемого газового потока от сечения В-В к сечению К-К, что генерирует ускорение удара, $a_{уд}$, рис.1в, что приводит к генерированию в сечении В-В кинематической зоны неупругого удара, поскольку скорость продуваемого газового потока W_1 не превышает 10 м/с.

Кинематический анализ в пределах контрольного контура Н-$Н_1$ рассматривает замкнутую систему сил как для вторичных динамических - инерционных сил, так и для первичных движущих сил от изменения статического давления и сил сопротивления.

Вторичные динамические инерционные силы в пределах контрольного контура Н-$Н_1$, сами по себе, без никакой дополнительной внешней силы, дают общую сумму, равную нулю, или, другими словами, суммарная работа вторичных динамических инерционных сил в пределах контрольного контура Н-$Н_1$ всегда равна нулю. Графически это отражается в том, рис. 5. 1, в, что площадь геометрических фигур, условно отражающих работу вторичных динамических инерционных сил, со знаком "плюс" всегда равна площади геометрических фигур со знаком "минус. Исходя из этого, кинематический анализ делает следующий вывод:

Продуваемый со скоростью W_1 *газовый поток, обтекающий продуваемый профиль паруса грот в пределах контрольного контура Н-$Н_1$, генерирует динамические инерционные силы, сумма которых в пределах рассматриваемого контура всегда равна нулю. Это означает, что скорость продуваемого газового потока никогда не генерирует тягу движителя.*

Кинематический анализ показывает также, рис. 5. 1, г, что отрицательная работа первичных движущих сил от изменения статических давлений в зоне В-К, поз.3, полностью компенсируется положительной работой первичных движущих сил в зоне Н-В, поз.2. Таким образом, нескомпенсированной зоной первичных движущих сил от изменения статических давлений, в которой генерируется тяга продуваемого профиля паруса грот, как движителя, является зона К-С. Работа, подведенная к продуваемому газовому потоку в зоне К-С, численно равна площади геометрической фигуры, ограниченной параболической кривой и осью абсцисс, заштрихованная зона со знаком "плюс". Площадь этой геометрической фигуры равна площади прямоугольника со сторонами $P_{н_{ср}}^* F_{н_{ср}}$, КС. Поэтому с учетом соответствующих масштабов, можно записать, что подведенная к продуваемому газовому потоку работа в зоне К-С равна

$$A_n = P^*_{нср} F_{нср} \cdot KC, \text{ (кГ·м)}, \qquad (1)$$

где КС равно перемещению потока за время Δt, рис.1г.

Подведенная к продуваемому газовому потоку работа $A_п$ затрачивается на преодоление работы силы сопротивления.

$$A_{cc} = P_c F_c \cdot KC, \text{ (кГ·м)}, \qquad (2)$$

и на преодоление работы силы тяги движителя.

$$A_R = R \cdot KC, \text{ (кГ·м)}. \qquad (3)$$

Таким образом, можно записать

$$A_n = A_{cc} + A_R, \text{ или} \qquad (4)$$

$$P^*_{нср} F_{нср} \cdot KC = P_c F_c \cdot KC + R \cdot KC, \qquad (5)$$

откуда

$$R = P^*_{нср} F_{нср} - P_c F_c. \qquad (6)$$

Любое изменение скорости W_1 влечет за собой изменение всех пяти параметров, входящих в формулу тяги (6) продуваемого профиля паруса грот, как движителя.

Согласно Закону сохранения энергии, можно записать, что тяга продуваемого профиля паруса грот, как движителя, дополнительно выражается уравнением

$$R = P_н F_{нпр} - P_c F_c. \qquad (7)$$

Таким образом, векторный силовой многоугольник, в нашем случае линия, согласно уравнениям (6), (7), всегда замыкается тягой R продуваемого профиля паруса грот, как движителя.

Полетный (тяговый) КПД продуваемого профиля паруса грот, как движителя, определяется из уравнения

$$\eta_n = \frac{A_R}{A_n}, \text{ откуда} \qquad (8)$$

$$\eta_n = \left(1 - \frac{P_c F_c}{P^*_{нср} F_{нср}}\right) \cdot 100\% \qquad (9)$$

Любое изменение скорости W_1 продуваемого газового потока влечет за собой изменение всех пяти параметров, входящих в формулу полетного тягового КПД (9) продуваемого профиля паруса грот, как движителя.

Необходимо отметить, что направление вектора тяги R продуваемого профиля паруса грот, как движителя, всегда противоположно вектору средней скорости продуваемого газового потока C_m, рис.1а, и всегда составляет определенный угол α с направлением скорости W_1 продуваемого газового потока, поэтому теорема о подъемной силе (поперечной силе – морская терминология) продуваемого профиля паруса грот, как движителя, описывается уравнением

$$P = R \cdot \sin\alpha, \text{ откуда} \qquad (10)$$

$$P = (P^*_{нср} F_{нср} - P_c F_c) \cdot \sin\alpha \qquad (11)$$

Любое изменение скорости W_1 продуваемого газового потока влечет за собой изменение всех шести параметров, входящих в формулу (11) подъемной (поперечной) силы продуваемого профиля паруса грот, как движителя.

Известно, что при наличии профилированного плавникового киля и балансированного руля можно вести яхту очень круто к ветру (25º), [5, с.45]. Это означает, что большая ось симметрии яхты всегда направлена по направлению вектора тяги R, рис.1, а входная кромка паруса грот всегда направлена навстречу ветру, составляя при этом угол α=25º с направлением вектора тяги R.

В формулах (6), (7), (11) приняты следующие обозначения:

R – тяга продуваемого профиля паруса грот, как движителя; $P^*_{нср} = P^*_г$ - статическое давление продуваемого газового потока в среднем сечении Г-Г газодинамического тракта зоны К-С, приведенное к зоне невозмущенного потока Н; $F^*_{н\,ср}$ - площадь газодинамического тракта в среднем сечении Г-Г зоны К-С, равная $t_1 \cdot l$, где t_1 - толщина газодинамического тракта в среднем сечении Г-Г, l – длина паруса грот вдоль мачты; P_c – статическое давление продуваемого газового потока в выходном сечении С-С реактивного сопла зоны К-С; F_c – площадь газодинамического тракта в выходном сечении С-С реактивного сопла К-С, равная $t \cdot l$, где t – толщина газодинамического тракта в выходном сечении С-С реактивного сопла К-С; α – угол между направлением вектора тяги R и вектором скорости W_1, рис.1; $\eta_п$ – полетный (тяговый) КПД продуваемого профиля паруса грот, как движителя; P – подъемная (поперечная) сила продуваемого профиля паруса грот.

Как видно из рис. 5. 1, полетный (тяговый) КПД продуваемого профиля паруса грот зависит также от угла α, чем меньше α, тем выше КПД.

Таким образом, подъемную (поперечную) силу продуваемого профиля паруса грот, как движителя, необходимо рассматривать только как функцию от тяги, генерируемой продуваемым профилем, и угла α, а теорему о подъемной (поперечной) силе продуваемого профиля паруса грот, как движителя, можно сформулировать в следующем виде: подъемная (поперечная) сила продуваемого профиля паруса грот, как движителя на непрерывных потоках, всегда является функцией от тяги, генерируемой продуваемым профилем паруса грот, и численно равна произведению этой тяги на sinα.

5. 3. 4. Применение уравнения Эйлера, как контрольного варианта, для вывода формулы тяги продуваемого профиля паруса грот, как движителя

Для вывода формулы тяги продуваемого профиля паруса грот, как движителя, с помощью уравнения Эйлера необходимо обе части этого уравнения разделить на Δt с целью перехода на размерность кГ или Н, после чего уравнение Эйлера преобразуется во второй закон И.Ньютона:

$$m_г \frac{\Delta V}{\Delta t} = m_г \cdot a = \sum P_i \,, \qquad (12)$$

где $m_г$ – секундный массовый расход газового потока через продуваемый профиль, площадь сечения этого потока в зоне невозмущенного потока Н, рис. 5.1, регламентируется площадью $F_{н_{пр}}$, а в зоне заторможенного потока В-С регламентируется площадью газодинамического тракта; ΔV – разница осевых скоростей продуваемого газового потока на выходе, V_2, из трубки тока в зоне К-С и на входе, V_1, в эту же трубку тока; Δt – время импульса внешних сил, действующих на трубку тока в зоне К-С, или время перемещения потока от сечения К-К до сечения С-С; $\frac{\Delta V}{\Delta t} = a$ - изменение ускорения продуваемого газового потока в зоне К-С; $m_г \cdot a$ - изменение силы инерции в зоне К-С; $\sum P_i$ - сумма всех остальных внешних сил, действующих на трубку тока в зоне К-С, включая силу тяги R продуваемого профиля, реакции отсоединенных потоков со стороны первичных движущих сил от изменения статического давления, вторичных динамических – инерционных сил, действующих слева на сечение К-К от зоны Н-К и справа на сечение С-С от зоны С-$Н_1$.

В этом случае уравнение Эйлера (12) читается только так: изменение силы инерции продуваемого газового потока $m_г a$, которая является одной из внешних сил, действующих на трубку тока в зоне К-С, всегда равняется сумме всех остальных внешних сил, включая силу тяги R продуваемого профиля, а также реакции отсоединенных потоков от первичных движущих сил от изменения статических давлений, вторичных динамических – инерционных сил, действующих на сечение К-К слева от зон Н-К и на сечение С-С справа, от зоны С-$Н_1$, [4], с.15-16.

Запишем уравнение Эйлера (12) в векторной форме:

$$\overline{m_г a} = \overline{P_{ин1}} + \overline{P_{ин2}} + \overline{P^*_{н_{ср}} F_{н_{ср}}} + \overline{P_c F_c} + \overline{R} \tag{13}$$

где $P_{ин1}$ – реакция отсоединенного потока зоны Н-К от динамических-инерционных сил, которая действует на сечение К-К слева; $P_{ин2}$ – реакция отсоединенного потока зоны С-$Н_1$ от динамических-инерционных сил, которая действует на сечение С-С справа; R_c – тяга продуваемого профиля.

Реакции отсоединенных потоков в зоне Н-К и С-$Н_1$, которые действуют на сечения К-К, С-С со стороны первичных движущих сил от изменения статических давлений, всегда равняются нулю, поскольку первичные движущие силы от изменения статических давлений в зоне Н-В и В-К взаимно компенсируют друг друга, а в зоне С-$Н_1$ согласно закона Бойля-Мариотта $P_i F_i$=const, т.е. градиент первичных движущих сил от изменения статических давлений в реактивной струе зоны С-$Н_1$, при любых значениях P_c, всегда равен нулю, поэтому уравнение Эйлера (13) можно записать так:

$$\overline{P_{ин_1}} + \overline{m_г a} + \overline{P_{ин_2}} = \overline{R} + \overline{P^*_{Нср} F_{Нср}} + \overline{P_c F_c} \tag{14}$$

Левая часть этого уравнения является суммой динамических-инерционных сил в пределах контрольного контура Н-$Н_1$, которая всегда равняется нулю, тогда в модульной форме:

$$0 = -R + P^*_{Нср} F_{Нср} - P_c F_c \text{, откуда} \tag{15}$$

$$R = P^*_{Hcp} F_{Hcp} - P_c F_c \qquad (16)$$

Таким образом, продуваемый профиль паруса грот, или любого другого типа паруса, как движителя на непрерывных потоках, генерирует тягу, полетный (тяговый) КПД, которые рассчитываются по единым формулам тяги, полетного (тягового) КПД для всех типов движителей на непрерывных потоках, (6), (7), (9).

Согласно выведенной теореме о подъемной (поперечной) силе продуваемого профиля паруса грот, как движителя, установлено, что подъемную (поперечную) силу продуваемого профиля всегда нужно рассматривать как функцию от тяги, генерируемой продуваемым профилем, установлено, что полетный (тяговый) КПД продуваемого профиля дополнительно зависит от угла α, который образуется между вектором тяги R и направлением вектора скорости W_1, установлено также, что все продуваемые профили паруса грот, стакселя и др. относятся к движителям прямой реакции, тяга которых должна измеряться только в кГ или Н.

5. 4. Общие выводы. Перспективы дальнейших разработок

Данная теоретическая разработка, связанная с выводом формулы тяги, полетного (тягового) КПД, теоремы о подъемной (поперечной) силе продуваемого профиля такого древнейшего движителя на непрерывных потоках, как паруса грот и др., полностью подтверждается ее практической реализацией, поскольку известно, что для того чтобы вести яхту круто к ветру под углом 25° необходимо ось симметрии корпуса яхты направить по направлению вектора тяги R, генерируемой парусом грот, например, а входную кромку продуваемого профиля паруса грот, как движителя, необходимо направить касательно к направлению встречного ветра, рис. 5. 1.

Краткая теория паруса грот, как движителя, изложенная в данной статье, как в капле воды, отражает уже созданную единую теорию движителей на непрерывных потоках, [1], [2], [4], которая является более прогрессивной, чем современная теория воздушно-реактивных двигателей, основанная на ошибочных формулах тяги, полетного (тягового) КПД, выведенных академиком Б.С.Стечкиным в 1929г., и на такой же ошибочной теореме о подъемной силе продуваемого профиля, выведенной профессором Н.Е.Жуковским в 1912г. в его статье "Вихревая теория гребного винта", в которой Н.Е.Жуковский рассматривает вывод теоремы о подъемной силе продуваемого изолированного профиля, [3], с.53, и профиля в решетке, [3], с.55.

Правильный вывод теоремы о подъемной силе продуваемого профиля решетки приведен в [2], с.146-153, правильный вывод теоремы о подъемной силе продуваемого изолированного профиля будет приведен в очередной статье, однако и в том и в другом случае единая теория движителей на непрерывных потоках подъемную силу продуваемого профиля, вне зависимости от того находится ли этот профиль в решетке или изолирован, рассматривает только как функцию от тяги, генерируемой продуваемым профилем.

ЛИТЕРАТУРА К ГЛАВЕ 5

1. Мамедов, Б. Ш. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Вывод формулы тяги, полетного (тягового) КПД турбореактивных двигателей [Текст] / Б.Ш.Мамедов / Восточно-Европейский журнал передовых технологий. – 2011. – №4/7(52). – с. 15–20

2. Мамедов, Б. Ш. Глава 2. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Вывод формулы тяги, полетного (тягового) КПД, теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, как движителя [Текст] / Б. Ш. Мамедов / Вісник національного технічного університету "ХПІ". – 2011. – №33,– с.146-153.

3. Казанджан, П. К. Теория авиационных двигателей [Текст] / П. К. Казанджан, Н.Д.Тихонов, А.К.Янко – М.: Машиностроение, 1983,–223с.

4. Патент 35561, Україна, МПК B63H 1/14, B63H 1/28, B63H 5/00. Судновий двигуно-рушійний комплекс [Текст] / Б. Ш. Мамедов, –№U200805116, заявл. 21.04.2008, опубл. 25.09.2008, Бюл.№18, –26с.

5. Мордвинов, Б. Г. Справочник по малотоннажному судостроению [Текст] / Б. Г. Мордвинов / – Ленинград: "Судостроение", 1988, –576с.

ГЛАВА 6.
ОСНОВЫ ЕДИНОЙ ТЕОРИИ ДВИЖИТЕЛЕЙ НА НЕПРЕРЫВНЫХ ПОТОКАХ. ВЫВОД ФОРМУЛЫ ТЯГИ, ПОЛЕТНОГО (ТЯГОВОГО) КПД, ТЕОРЕМЫ О ПОДЪЕМНОЙ СИЛЕ ПРОДУВАЕМОГО ПРОФИЛЯ КРЫЛА ПТИЦЫ, КАК ДВИЖИТЕЛЯ

6. 1. Введение. Постановка проблемы

С позиции уже разработанной единой теории движителей на непрерывных потоках, [1], с. 15-20, [2], с. 146-153, кризис современной классической теории аэродинамики, [3], с. 5-7, основывается не только на ошибочном понимании и, как следствие, на ошибочном применении уравнения Эйлера в теории и расчете воздушно-реактивных двигателей, этот кризис основывается еще и на том, что в основу современной теории воздушно-реактивных двигателей заложены глубоко ошибочные фундаментальные формулы тяги, полетного (тягового) КПД, выведенные академиком Б.С. Стечкиным в 1929г., и такая же глубоко ошибочная теорема о подъемной силе продуваемого профиля, выведенная профессором Н.Е. Жуковским в 1912г., которые нарушают все, без исключения, законы механики истечения жидкостей и газов, и на этом основании не могут являться фундаментальными, [1], с. 15-20, [2], с. 146-153.

Поэтому перед единой теорией движителей на непрерывных потоках стояла проблема показать и доказать, что любой тип движителя на непрерывных потоках, к которым относятся продуваемый профиль крыла птицы, крыла самолета, планера, воздушно-реактивные двигатели и др., имеют абсолютно одинаковые зоны контрольного контура Н-$Н_1$, регламентирующие вывод абсолютно одинаковых формул тяги, полетного (тягового) КПД и теоремы о подъемной силе продуваемого профиля.

6. 2. Критика теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, выведенной профессором Н.Е. Жуковским в 1912г., постановка цели.

Взгляд Н. Е. Жуковского на процесс генерирования подъемной силы крыла птицы (1912г.) ничем не отличается от аналогичного Леонардо да Винчи (1506 г.). И тот и другой считали, что воздух под крылом птицы уплотняется и создает соответствующую опору, [3], с. 5. Отличительной особенностью мышления Н.Е. Жуковского по сравнению с Леонардо да Винчи является то, что Н.Е. Жуковский, введя такое понятие, как циркуляция, $\Gamma = t\Delta Wu$, [4], с. 54, автоматически ввел понятие градиента статических давлений по корытцу продуваемого профиля. При этом грубейшей ошибкой Н.Е. Жуковского, свидетельствующей о его ошибочном пространственном и физическом представлении процесса генерирования подъемной силы продуваемого профиля, явилось то, что он ввел абсолютно неправильное направления градиента статических давлений по корытцу продуваемого профиля.

По Н. Е. Жуковскому максимальное давление продуваемого газового потока по корытцу продуваемого профиля, согласно его теореме, [4], с.53, находится там, где циркуляция газового потока ($\Gamma = t\Delta Wu$) имеет максимальное

значение, т.е. на выходной кромке по корытцу продуваемого профиля, и, соответственно, нулевое давление на входной кромке по корытцу продуваемого профиля, поскольку на входной кромке Г=О, т.к. $\Delta Wu = 0$. Таким образом, градиент статических давлений по корытцу продуваемого профиля, согласно теореме о подъемной силе продуваемого профиля, выведенной профессором Н.Е. Жуковским в 1912 г., направлен против продуваемого газового потока, что находится в прямом противоречии с экспериментальными данными той же самой современной теории авиационных двигателей, которые гласят, что максимальное давление продуваемого газового потока по корытцу продуваемого профиля находится в зоне входной кромки продуваемого профиля, и это максимальное давление постепенно уменьшается по мере перемещения продуваемого газового потока к выходной кромке продуваемого профиля, регламентируя, таким образом, градиент статических давлений, направленный по потоку, [4], с. 68, рис.3.3.

Таким образом, работа Н.Е. Жуковского «Вихревая теория гребного винта», 1912 г., в которой он вывел свою теорему о подъемной силе продуваемого профиля, [4], с. 53, является ошибочной, поскольку выведенная теорема нарушает все законы механики истечения жидкостей и газов и не может служить фундаментальной ни для какой теории.

Теоретическая часть современной теории воздушно-реактивных двигателей, разработанная на основе ошибочных фундаментальных формул тяги, полетного (тягового) КПД, выведенных академиком Б.С.Стечкиным в 1929г., и на такой же ошибочной фундаментальной теореме о подъемной силе продуваемого профиля, выведенной профессором Н.Е. Жуковским в 1912г., задержала технический прогресс в области авиадвигателестроения более чем на 80 лет, в результате чего дипломированные выпускники авиационных ВУЗ^{ов}, будущие конструктора воздушно-реактивных двигателей, не имеют ни малейшего понятия ни о реальном процессе генерирования тяги ВРД, ни о реальном полетном (тяговом) КПД ВРД, ни о реальной теореме о подъемной силе продуваемого профиля, ни о кинематическом анализе, ни о кинематической зоне жесткого (упругого) удара, ни о реальном процессе неустойчивой работы или заглохания ВРД при взлете, полете и посадке, ни о зоне заторможенного потока, и т.д.

Все это говорит о том, что современные ВРД проектируются вслепую, поскольку их технико-экономические, экологические показатели очень далеки от аналогичных ВРД, спроектированных согласно единой теории движителей на непрерывных потоках, [5], [6].

Таким образом, кризис классической теории аэродинамики базируется на полном отсутствии фундаментальных формул тяги, полетного (тягового) КПД и теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, как движителя, поэтому единая теория движителей на непрерывных потоках ставит своей целью (заданием) на примере продуваемого профиля крыла птицы, как движителя, на основе кинематического анализа, правильного понимания и применения уравнения Эйлера вывести единые для всех типов движителей на непрерывных

потоках формулы тяги, полетного (тягового) КПД и теорему о подъемной силе продуваемого профиля.

6. 3. Вывод формулы тяги, полетного (тягового). КПД, теоремы о подъемной силе продуваемого профиля крыла птицы, как движителя.

Представленная методика вывода формулы тяги, полетного (тягового) КПД, теоремы о подъемной силе продуваемого профиля крыла птицы, как движителя, описывается впервые.

6. 3. 1. Выбор контрольного контура.

В качестве контрольного контура, как и для воздушно-реактивного двигателя, [1], с. 18, рис. 1, выбираем зону Н-$Н_1$, где Н- зона невозмущенного потока, начало ускоренного движения частиц газового потока; $Н_1$- зона невозмущенного потока, конец ускоренного движения частиц газового потока.

Вектор скорости продуваемого газового потока всегда совпадает с вектором относительной скорости W_1, рис. 1а. Продуваемый газовый поток, перемещающийся со скоростью W_1, встречая на своем пути лобовую площадь $F_л$ продуваемого профиля крыла птицы, генерирует зону заторможенного потока 1, которая является газодинамическим трактом, рис. 1а. Лобовая площадь $F_л$ регламентирует расход продуваемого газового потока, прошедшего через движитель (продуваемый профиль крыла птицы), по направлению вектора скорости W_1. Поскольку кинематический анализ мы проводим только с учетом осевых скоростей, то приведенная к сечению Н-Н $F_{н\ пр}$ будет равна

$$F_{нпр} = \frac{F_л}{\sin \beta_1} \qquad (1)$$

где $F_{н\ пр}$ – приведенная к сечению Н-Н площадь, регламентирующая расход газового потока по осевым скоростям; $F_л$ – лобовая площадь крыла птицы по направлению W_1; β_1 – гидравлический угол.

Известно, что все движители на непрерывных потоках имеют одинаковые зоны, [1], с. 18, рис. 1, а так же рис. 1 данной статьи: Н-В – зона ускоряемого газового потока, в которой градиент статических давлений направлен по потоку; В-К – зона сжатия газового потока, в которой градиент статических давлений направлен против потока; К-С – зона ускоряемого газового потока, в которой градиент статических давлений направлен по потоку, или зона К-С – это реактивное сопло, в котором генерирует тяга продуваемого профиля крыла птицы, [2], с. 146-153; С-$Н_1$ – зона реактивной струи, в которой градиент статических давлений направлен по потоку, если $Р_с > Р_н$ (недорасширенный газовый поток), в которой градиент статических давлений равен нулю, если $Р_с = Р_н$ (нормально расширенный газовый поток), в которой градиент статических давлений направлен против потока, если $Р_с < Р_н$ (перерасширенный газовый поток), где $Р_с$ – статическое давление газового потока в выходном сечении реактивного сопла зоны К-С, $Р_н$ – давление окружающей среды.

Необходимо отметить, что в зоне реактивной струи С-$Н_1$, согласно закона Бойля-Мариотта, градиент первичных движущих сил от изменения статического давления газового потока всегда равен нулю, поскольку в зоне

реактивной струи P_iF_i=const при любых P_c, где P_i – статическое давление газового потока в i-том сечении реактивной струи, F_i – площадь i-го сечения газодинамического тракта в зоне С-$Н_1$. Это означает, что газовый поток в зоне реактивной струи С-$Н_1$ движется только под действием инерционных сил. На рис. 6.1 представлено: а – контрольный контур продуваемого профиля крыла птицы Н-$Н_1$; б – кинематический анализ характера изменения статических давлений, осевых скоростей продуваемого газового потока в пределах контрольного контура Н-$Н_1$; в – кинематический анализ характера изменения осевых ускорений (вторичных динамических – инерционных сил) продуваемого газового потока в пределах контрольного контура Н-$Н_1$; г – кинематический анализ характера изменения первичных движущих сил от изменения статического давления продуваемого газового потока в пределах контрольного контура крыла птицы Н-$Н_1$.

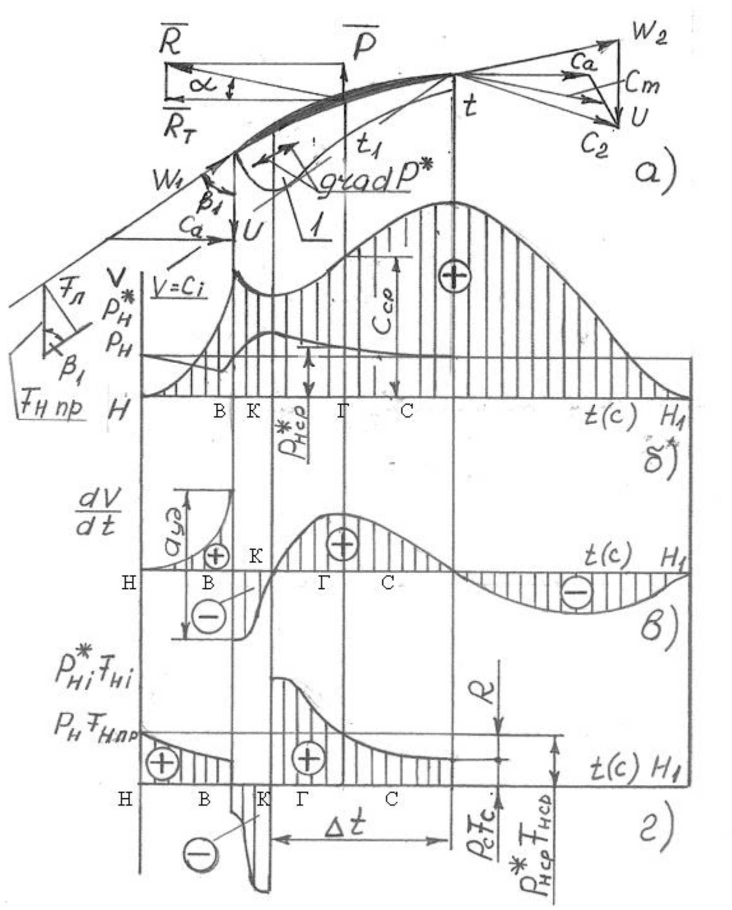


Рис. 6. 1. Кингематический анализ характера изменения осевых скоростей, ускорений (динамических – инерционных сил), первичных движущих сил от изменения статического давления продуваемого газового потока для вывода формулы тяги, полётного (тягового) КПД и теоремы о подъемной силе продуваемого профиля крыла птицы, как движителя

Таким образом, при $V_п \geq 0$ по корытцу продуваемого профиля крыла птицы всегда генерируется зона заторможенного потока В-С, рис. 6. 1, поз. 1, максимальное давление газового потока в этой зоне заторможенного потока находится в зоне входной кромки продуваемого профиля крыла птицы, что находится в полном соответствии с экспериментальными данными, [4], с. 68, рис. 3.3, [2], с. 148, рис. 1.

6. 3. 2. Характеристика внешних сил, действующих на трубку тока в зоне Н-$Н_1$.

Трубкой тока является весь объем газодинамического тракта в пределах контрольного контура Н-$Н_1$.

К внешним силам, действующим на трубку тока в зоне Н-H_1, относятся: 1. Первичные движущие силы от изменения статического давления, P_iF_i, где P_i – статическое давление продуваемого газового потока в i-м сечении газодинамического тракта в пределах контрольного контура Н-H_1, F_i – площадь i-го сечения газодинамического тракта в пределах контрольного контура Н-H_1. 2. Вторичные движущие силы от изменения динамических (инерционных) сил, $m_г a_i$, где $m_г$ – массовый секундный расход продуваемого газового потока через продуваемый профиль крыла птицы, a_i – ускорение газового потока в i-м сечении газодинамического тракта в пределах контрольного контура Н-H_1. 3. Силы сопротивления P_eF_e, где F_e – площадь выходного сечения реактивного сопла К-С продуваемого профиля крыла птицы. 4. Сила тяги R продуваемого профиля крыла птицы. 5. Гравитационные силы продуваемого газового потока, которые в горизонтальном полете не учитываются.

Силы трения продуваемого газового потока о поверхность профиля крыла птицы не учитываем.

6. 3. 3 Кинематический анализ характера изменения осевых скоростей, ускорений (динамических – инерционных сил), первичных движущих сил от изменения статического давления продуваемого газового потока для вывода формулы тяги, полетного (тягового) КПД и теоремы о подъемной силе продуваемого профиля крыла птицы, как движителя.

Кинематический анализ, приведенный на рис. 6. 1, показывает, что с определенного сечения Н-Н, которое называется зоной невозмущенного потока, продуваемый газовый поток начинает ускоряться от сечения Н-Н к сечению В-В по закону движения с нарастающим ускорением, после сечения В-В продуваемый газовый поток, встретив лобовое сопротивление продуваемого профиля крыла птицы, генерирует зону заторможенного потока В-С, рис. 6. 1, поз. 1, в которой в зоне В-К продуваемый газовый поток начинает сжиматься, статическое давление продуваемого потока увеличивается при одновременном уменьшении осевой скорости. Согласно методу графического дифференцирования положительный tgα, относительно характеризующий ускорение газового потока, растет в зоне Н-В, в сечении В-В tgα резко меняет свое значение на отрицательное, что свидетельствует о наличии в сечении В-В кинематической зоны жесткого (упругого) удара, которая генерирует ударные волны, распространяющиеся одинаково во всех направлениях.

Кинематический анализ показывает, что сумма динамических (инерционных) сил, рис. 6. 1, в, в пределах контрольного контура Н-H_1 всегда равна нулю, это означает, что скорость газового потока, обтекающего продуваемый профиль крыла птицы, никогда не создает тягу.

Кинематический анализ показывает также, что первичные движущие силы, P_iF_i, от изменения статического давления в зоне Н-В полностью компенсируются аналогичными силами зоны В-К, рис. 6.1, г. В зоне реактивной струи С-H_1, как уже отмечалось, градиент первичных движущих сил от изменения статического давления всегда равен нулю, поскольку согласно закона Бойля-Мариотта в реактивной струе P_iF_i = const, газовый поток в

реактивной струе движется только под действием инерционных сил, [2], с. 146-153.

Таким образом, нескомпенсированной зоной, в которой генерируется тяга продуваемого профиля крыла птицы, как движителя, является зона ускоряемого потока К-С, которую можно назвать реактивным соплом. Работа первичных движущих сил от изменения статического давления в зоне К-С равна площади заштрихованной геометрической фигуры, рис. 1г, которую мы заменяем площадью прямоугольника со сторонами $P^{*}_{нср}F_{нср}$, КС. Таким образом, согласно Закона сохранения энергии подведенная движителем в зоне К-С работа

$$A_п=P_{*нср}F_{нср*}КС, \qquad (2)$$

затрачивается на преодоление работы силы сопротивления

$$A_{сс}=P_cF_{c*}КС, \qquad (3)$$

и на преодоление работы силы тяги

$$A_R=R_*КС, \qquad (4)$$

т.е.

$$A_п=A_{сс}+A_R \qquad (5)$$

Из уравнения (5) определяем, что сила тяги, развиваемся продуваемым профилем крыла птицы, описывается уравнением

$$R=P^{*}_{нср}F_{нср}-P_cF_c, \text{ при } V_п=0 \qquad (6)$$

$$R' = P^{*\prime}_{нср}F'_{нср} - P'_cF'_c, \text{ при } V_п>0, \qquad (7)$$

где $P^{*\prime}_{нср} = P^{*}_{нср} \pm \Delta P^{*}_{нср}$, $F_{нср}=t_1l$, $F_c=tl$, при $V_п=0$, $F'_{нср} = t'_1l$, $F_c = t'l$ при $V_п>0$.

Полетный (тяговый) КПД определяется из уравнения

$$\eta_п = \frac{A_R}{A_п} \qquad (8)$$

$$\eta_т = \left(1 - \frac{P_cF_c}{P^{*}_{нср}F_{нср}}\right)100\%, \text{ при } V_п=0, \qquad (9)$$

$$\eta_п = \left(1 - \frac{P'_cF'_c}{P^{*\prime}_{нср}F'_{нср}}\right)100\%, \text{ при } V_п>0, \qquad (10)$$

где R – тяга продуваемого профиля крыла птицы при $V_п=0$; $P^{*}_{нср} = P^{*}_г$ - статическое давление в среднем сечении Г-Г газодинамического тракта продуваемого профиля крыла птицы в зоне К-С при $V_п=0$, приведенное к зоне невозмущенного потока Н, $F_{нср}$ – площадь газодинамического тракта в среднем сечении Г-Г зоны К-С продуваемого профиля крыла птицы; $P^{*}_{нср}F_{нср}$ - средняя, приведенная к зоне невозмущенного потока Н, первичная движущая сила от изменения статического давления в зоне К-С продуваемого профиля крыла птицы при $V_п=0$; P_c – статическое давление газового потока в выходном сечении С-С газодинамического тракта продуваемого профиля крыла птицы при $V_п=0$; F_c – площадь газодинамического тракта в выходном сечении С-С продуваемого профиля крыла птицы при $V_п=0$; t – толщина газодинамического тракта в выходном сечении С-С продуваемого профиля крыла птицы при $V_п=0$; P_cF_c – сила сопротивления статического давления в выходном сечении С-С продуваемого профиля крыла птицы при $V_п=0$; R' - тяга продуваемого профиля крыла птицы при $V_п>0$; $P^{*\prime}_{нср} = P^{*\prime}_г$ - статическое давление в среднем сечении Г-Г газодинамического тракта продуваемого профиля крыла птицы в зоне К-С при

$V_п>0$, приведенное к зоне невозмущенного потока Н; $F'_{нср}$ - площадь газодинамического тракта в среднем сечении Г-Г зоны К-С продуваемого профиля крыла птицы при $V_п>0$, приведенная к зоне невозмущенного потока Н; t'_1 - толщина газодинамического тракта в среднем сечении Г-Г зоны К-С продуваемого профиля крыла птицы при $V_п>0$; $P^{*'}_{нср} F'_{нср}$ - средняя, приведенная к зоне невозмущенного потока Н, первичная движущая сила от изменения статического давления в зоне К-С продуваемого профиля крыла птицы при $V_п>0$; $\pm \Delta P^*_{нср}$ - приращение или уменьшение статического давления в среднем сечении Г-Г газодинамического тракта в зоне К-С продуваемого профиля крыла птицы при $V_п>0$; P'_c - статическое давление в выходном сечении С-С газодинамического тракта продуваемого профиля крыла птицы при $V_п>0$; F'_c - площадь газодинамического тракта в выходном сечении С-С продуваемого профиля крыла птицы при $V_п>0$; $P'_c F'_c$ - сила сопротивления статического давления в выходном сечении С-С газодинамического тракта зоны К-С продуваемого профиля крыла птицы при $V_п>0$; $\eta_т$ - тяговый КПД продуваемого профиля крыла птицы при $V_п=0$; $\eta_п$ - полетный (тяговый) КПД продуваемого профиля крыла птицы при $V_п>0$.

Вектор тяги продуваемого профиля крыла птицы $\bar{R}$ всегда направлен противоположно вектору $\overline{C_m}$ средней скорости газового потока, обтекающего продуваемый профиль крыла птицы, рис. 1а, [2], с. 148, рис. 1, при этом вектор тяги $\bar{R}$ наклонен к горизонту под углом α, что дает возможность вектору тяги $\bar{R}$ раскладываться на осевую составляющую тяги $\overline{R_т}$ и подъемную силу продуваемого профиля крыла птицы $\bar{P}$, которая равна

$$P = R\sin\alpha \qquad (11)$$

$$P = (P^*_{нср} F_{нср} - P_c F_c)\sin\alpha, \text{ при } V_п=0, \qquad (12)$$

$$P' = (P^{*'}_{нср} F'_{нср} - P'_c F'_c)\sin\alpha', \text{ при } V_п>0, \qquad (13)$$

Как видно из рис. 1, КПД продуваемого профиля крыла птицы зависит также от угла α, чем меньше α, тем выше КПД.

Таким образом, подъемную силу продуваемого профиля крыла птицы необходимо рассматривать только как функцию от тяги, генерируемой продуваемым профилем крыла птицы, и угла α, а теорему о подъемной силе продуваемого профиля можно сформировать в следующем виде:

Подъемная сила продуваемого профиля всегда является функцией от тяги, генерируемой продуваемым профилем, и числено равна произведению тяги продуваемого профиля, как движителя, на sinα, где α – угол между вектором тяги R и горизонтом.

6. 3. 4 Применение уравнения Эйлера, как контрольного варианта, для вывода формулы тяги продуваемого профиля крыла птицы, как движителя

Для вывода формулы тяги продуваемого профиля крыла птицы с помощью уравнения Эйлера необходимо обе части этого управления разделить

на Δt с целью перехода на размерность кГ или Н, после чего уравнение Эйлера преобразуется во второй закон И.Ньютона, [2], с. 151-153:

$$m_г \frac{\Delta V}{\Delta t} = m_г a = \sum P_i\ , \qquad (14)$$

где $m_г$ - секундный массовый расход газового потока через продуваемый профиль крыла птицы, площадь сечения этого потока в зоне невозмущенного потока Н, рис. 6. 1, регламентируется $F_{нпр}$, а в зоне заторможенного потока В-С регламентируется площадью газодинамического тракта; ΔV - разница осевых скоростей газового потока на выходе, V_2, из трубки тока в зоне К-С и на входе, V_1, в эту же трубку тока; Δt - время импульса внешних сил, действующих на трубку тока в зоне К-С, или время перемещения потока от сечения К-К до сечения С-С; $\frac{\Delta V}{\Delta t} = a$ - изменение ускорения продуваемого газового потока в зоне К-С; $m_г a$ - изменение силы инерции газового потока в зоне К-С; $\sum P_i$ - сумма всех остальных внешних сил, действующих на трубку тока в зоне К-С, включая силу тяги R продуваемого профиля крыла птицы, реакции отсоединенных потоков со стороны первичных движущих сил от изменения статического давления, вторичных динамических - инерционных сил, действующих слева на сечения К-К от зоны Н-К и справа на сечения С-С от зоны С-H_1.

В этом случае уравнение Эйлера (14) читается только как:

Изменение силы инерции продуваемого газового потока, $m_г a$, которая является одной из внешних сил, действующих на трубку тока в зоне К-С, всегда равняется сумме всех остальных внешних сил, включая силу тяги R продуваемого профиля крыла птицы, а также реакции отсоединенных потоков от первичных движущих сил от изменения статического давления, вторичных динамических – инерционных сил, действующих на сечение К-К слева, от зоны Н-К, и на сечение С-С справа, от зоны С-H_1.

Запишем уравнение Эйлера (14) в векторной формуле:

$$\overline{m_г a} = \overline{P_{ин1}} + \overline{P_{ин2}} + \overline{P^*_{нср} F_{нср}} + \overline{P_c F_c} + \overline{R}, \qquad (15)$$

где $P_{ин1}$ - реакция отсоединенного потока зоны Н-К от динамических – инерционных сил, которая действует на сечении К-К слева; $P_{ин2}$ - реакция отсоединенного потока зоны С-H_1 от динамических – инерционных сил, которая действует на сечение С-С справа; R – тяга продуваемого профиля крыла птицы.

Реакции отсоединенного потока в зоне Н-К и С-H_1, которые действуют на сечение К-К, С-С со стороны первичных движущих сил от изменения статического давления, всегда равняются нулю, поскольку в зоне Н-К эти силы взаимно уничтожаются зонами Н-В (плюс), В-К (минус), а в зоне С-H_1 согласно закона Бойля-Мариотта $P_i F_i$=const, т.е. градиент первичных движущих сил от изменения статического давления газового потока в реактивной струе всегда равен нулю вне зависимости от величины статического давления газового потока в сечении С-С, поэтому уравнение Эйлера (15) можно записать как:

$$\overline{P_{ин1}} + \overline{m_г a} + \overline{P_{ин2}} = \overline{R} + \overline{P^*_{нср} F_{нср}} + \overline{P_c F_c} \qquad (16)$$

Левая часть этого уравнения является суммой динамических – инерционных сил в пределах контрольного контура Н-$Н_1$, которая всегда равняется нулю, тогда в модульной форме

$$0 = -R + P^{*}_{нср} F_{нср} - P_{с} F_{с}, \quad (17)$$

откуда $R = P^{*}_{нср} F_{нср} - P_{с} F_{с}$, при $V_п$=0, (6)

$R' = P^{*'}_{нср} F'_{нср} - P'_{с} F'_{с}$, при $V_п$>0 (7)

Таким образом, продуваемый профиль крыла птицы, как движитель на непрерывных потоках, генерирует тягу, формулы (6), (7), полетный (тяговый) КПД, формулы (9), (10), которые совпадают с едиными формулами тяги, полетного (тягового) КПД для всех типов движителей на непрерывных потоках, [1], [2], а подъёмная сила продуваемого профиля крыла птицы, формулы (12), (13), полностью совпадает с аналогом для продуваемого лопаточного профиля, профиля крыла самолета, планера и др.

Согласно выведенной теореме о подъёмной силе продуваемого профиля крыла птицы установлено, что подъёмную силу любого продуваемого профиля всегда нужно рассматривать как функцию от тяги, генерируемой продуваемым профилем, установлено, что КПД продуваемого профиля дополнительно зависит от угла α, который образуется между вектором тяги R и линией горизонта, установлено также, что все продуваемые профили типа лопастей гребных и воздушных винтов, профилей крыльев самолета, планера, птиц и др. относятся к движителям прямой реакции, тяга которых должна измеряться только в кГ или Н.

6. 4. Общие выводы, перспективы дальнейших разработок.

Таким образом, в данной статье полностью решена проблема объяснения динамики полета птиц и других летающих объектов, решена проблема, которая для Леонардо да Винчи (1506г.) и для Н.Е .Жуковского (1912г) так и осталась нерешённой.

Выведенные формулы тяги, полетного(тягового)КПД, теорема о подъемной силе продуваемого профиля крыла птицы полностью вписываются и подтверждают единую теорию движителей на непрерывных потоках, которая гласит, что все движители на непрерывных потоках описываются едиными формулами тяги, полетного (тяговой) КПД, единой теоремой о подъемной силе продуваемого профиля, и, как подтверждение этому, очередная статья будет касаться вывода формулы тяги, полетного(тягового)КПД, теоремы о подъемной силе продуваемого профиля грот паруса яхты.

ЛИТЕРАТУРА К ГЛАВЕ 6.

1. Мамедов, Б. Ш. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Вывод формулы тяги, полетного (тягового) КПД турбореактивных двигателей[Текст] / Б. Ш. Мамедов // Восточно-Европейский журнал передовых технологий. – 2011. – №4/7(52). – с.15-20

2. Мамедов, Б. Ш. Глава 2. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Вывод формулы тяги, полетного (тягового) КПД, теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, как движителя [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Вісник національного технічного університету «ХПІ». – 2011. – №33. – с. 146-153

3. Карачевский, Г. Аэродинамика – кризис классической теории. [Текст] / Г. Карачевский // Техника молодежи. – 2006. – №10. – с. 5-7.

4. Казанджан, П. К. теория авиационных двигателей [Текст] / П. К. Казаджан, Н. Д. Тихонов, А. К. Янко/ - М.: Машиностроение, 1983. - 223 с.

5. Патент 86788, Україна, МПК F02K 1/00,F02K 3/00, F02C 7/04. Турбореактивний двоконтурний двигун [Текст] /Б.Ш. Мамедов - № a200607941, заявл. 14.07.2006, опубл. 25.05.2009, Бюл. №10, 2009р., - 24с.

6. Патент 58769, Україна, МПК F02K 1/00,F02K 3/08, F02K 7/00, F02K 3/11. Турбореактивний двигун з форсажною камерою [Текст] /Б.Ш. Мамедов, - № u201011470, заявл. 27.09.2010, опубл. 26.04.2011, Бюл. №8, 2011р., - 34с.

ГЛАВА 7.
ОСНОВЫ ЕДИНОЙ ТЕОРИИ ДВИЖИТЕЛЕЙ НА НЕПРЕРЫВНЫХ ПОТОКАХ. ВЫВОД ФОРМУЛЫ ТЯГИ

7. 1. Введение. Постановка проблемы

Известно, что в основу современной теории воздушно-реактивных двигателей заложены ошибочные формулы тяги, полетного (тягового) КПД, выведенные академиком Б. С. Стечкиным в 1929г., и такая же ошибочная теорема о подъемной силе продуваемого профиля, выведенная профессором Н. Е. Жуковским в 1912г., [1], с.3-5. Все это привело к тому, что современная теория воздушно-реактивных двигателей разделилась на две части: теоретическую и экспериментальную, которые существуют абсолютно автономно и любые попытки авторов соединить эти две части заканчивались тем, что многие узловые физические явления, имеющие место в воздушно-реактивных двигателях, описывались ошибочно, например, такое физическое понятие как $F_н$, тяга двигателя, полетный (тяговый) КПД, подъемная сила продуваемого профиля, трактовка процесса генерирования отрывных течений, приводящих к помпажу, [2], с.114, которая поставила конструкторов в тупиковое положение, поскольку устранить генерирование помпажа, согласно существующей трактовке, невозможно, и многие другие физические явления, [1], с.12-13.

Все это привело к тому, что самое основное направление технического прогресса в области авиадвигателестроения, связанное с увеличением C_a(U), которое предлагает современная теория воздушно-реактивных двигателей, является полностью необоснованным, поскольку оно предлагается без путей устранения кинематической зоны жесткого (упругого) удара в сечении В-В, [3], с.11-12.

Таким образом, ошибочное или неточное описание физических процессов, имеющих место в авиационных двигателях, привело к тому, что современная теория воздушно-реактивных двигателей разработала методику проектирования авиадвигателей с заведомо грубыми конструктивными ошибками, которые приводят к снижению безопасности полетов.

Поэтому перед уже созданной единой теорией движителей на непрерывных потоках стояла проблема создания правильной теории воздушно-реактивных двигателей, в которой проведена тесная связь между теорией и экспериментом, и которая полностью заменит существующую в авиационных ВУЗах.

7. 2. Критика теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, выведенной профессором Н.Е.Жуковским в 1912г. Постановка цели

В своей работе "Вихревая теория гребного винта", 1912г., профессор Н. Е. Жуковский вывел свою ошибочную теорему о подъемной силе продуваемого профиля, [4], с.53. Как уже отмечалось, основным недостатком этой теоремы о подъемной силе продуваемого профиля является ошибочное распределение эпюры давления продуваемого газового потока по корытцу продуваемого

профиля. Согласно Н. Е. Жуковскому, эта эпюра давлений изменяется от нуля на входной кромке, до максимума на выходной кромке продуваемого профиля, что противоречит экспериментальным данным современной теории воздушно-реактивных двигателей, которые показывают, что эпюра давлений газового потока по корытцу продуваемого профиля носит прямо противоположный характер, т.е. максимальное давление расположено в зоне входной кромки и это давление уменьшается по мере приближения к выходной кромке продуваемого профиля, [4], с.68, рис.3.3, [5], с.24, фиг.6.

Поэтому теорема о подъемной силе продуваемого профиля, выведенная профессором Н. Е. Жуковским в 1912г., не может быть фундаментальной, поскольку нарушает законы механики истечения жидкости и газов. Самой основной ошибкой, которую допустил Н. Е. Жуковский при выводе теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, является полное отсутствие кинематического анализа и зоны заторможенного потока. Н. Е. Жуковский рассматривал продуваемый профиль как движитель, который генерирует только подъемную силу на основе разности статических давлений по корытцу и по спинке продуваемого профиля. Такое физическое представление о подъемной силе продуваемого профиля, например, крыла самолета, планера является неточным. Любой продуваемый профиль (лопатки, крыло самолета, планера) всегда необходимо рассматривать как движитель, который генерирует тягу, направленную под углом α к направлению вектора скорости продуваемого потока, а подъемную силу продуваемого профиля всегда необходимо рассматривать как функцию от тяги, генерируемой продуваемым профилем.

Поэтому уже созданная единая теория движителей на непрерывных потоках ставила своей целью (заданием) создать правильную теорию крыла самолета, планера, включающую определение формулы тяги, полетного (тягового) КПД, подъемной силы продуваемого профиля крыла самолета, планера, как движителей, поскольку введение дополнительных силовых ингредиентов будет способствовать более точному силовому расчету крыльев самолета и планера.

7. 3. Вывод формулы тяги, полетного (тягового) КПД, подъемной силы продуваемого профиля крыла самолета, планера, как движителей

7. 3.1 Выбор контрольного контура

Продуваемый профиль крыла самолета, планера перемещается в воздушной среде со скоростью $V_п$, при этом перед продуваемым профилем и по всей длине корытца продуваемого профиля генерируется зона заторможенного потока В-С, рис. 7. 1, поз.1. Зона заторможенного потока – это физическое явление, которое имеет место перед любым движущимся предметом в любой окружающей среде.

Для движущегося продуваемого профиля крыла самолета, планера начало зоны заторможенного потока В-С характеризуется площадью $F_{н.пр}$, которая равна лобовой площади крыла самолета, планера, рис. 7. 1, а.

На рис. 7. 1 представлено: а – контрольный контур продуваемого профиля крыла самолета, планера; б – кинематический анализ характера изменения

осевых скоростей, статических давлений продуваемого газового потока в пределах контрольного контура Н-Н$_1$; в – кинематический анализ характера изменения осевых ускорений (вторичных динамических – инерционных сил) в пределах контрольного контура Н-Н$_1$; г – кинематический анализ характера изменения первичных движущих сил от изменения статического давления продуваемого газового потока в пределах контрольного контура Н-Н$_1$.

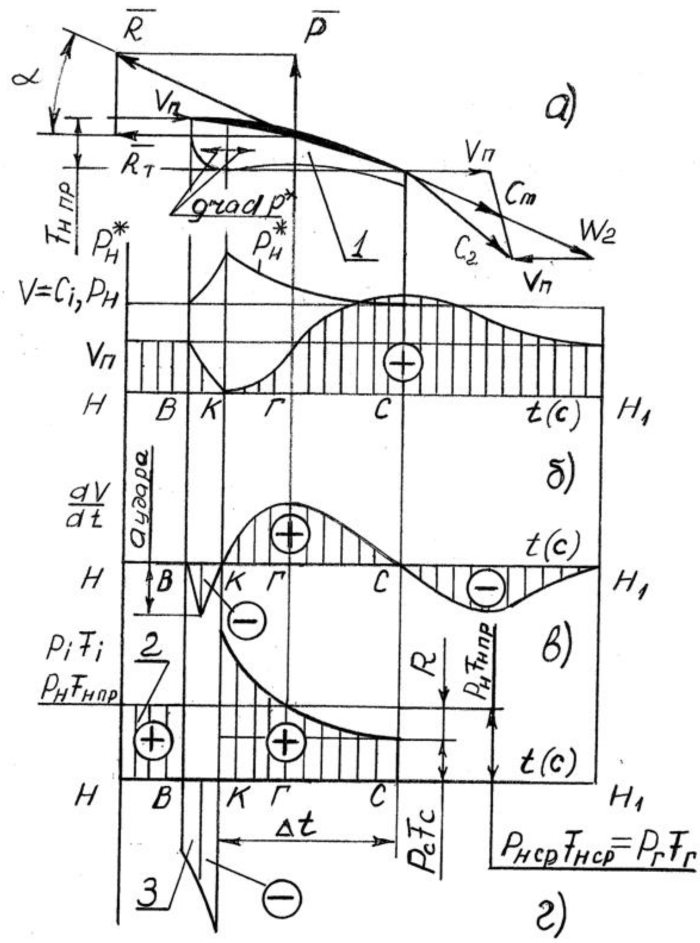


Рис. 7. 1. Кинематический анализ характера изменений осевых скоростей, ускорений, первичных движущих сил от изменения статических давлений продуваемого газового потока для вывода формулы тяги; податного (тягового) КПД

Распределение статических давлений в зоне заторможенного потока В-С находится в строгом соответствии с распределением статических давлений в зоне заторможенного потока продуваемого лопаточного профиля, [4], с.68, рис.3.3, т.е. максимальное давление находится в зоне входной кромки продуваемого профиля крыла самолета, планера и это давление постепенно уменьшается по мере перемещения газового потока по корытцу продуваемого профиля, при этом уменьшение статического давления продуваемого газового потока в зоне заторможенного потока К-С всегда сопровождается увеличением его осевой скорости, рис. 7. 1, б.

Рассмотрим инверсионный метод, при котором газовый поток (воздух) набегает на неподвижный продуваемый профиль крыла самолета, планера со скоростью $V_п$, которую считаем постоянной, при этом генерируется зона заторможенного потока В-С, входная площадь которой регламентируется $F_{н.пр}$ – лобовой площадью продуваемого профиля крыла самолета, планера, рис. 7. 1, а.

Сечение, с которого продуваемый газовый поток начинает перемещаться к неподвижному продуваемому профилю крыла самолета, планера с постоянной скоростью $V_п$, является зоной невозмущенного потока Н.

Для правильного понимания кинематического анализа и процесса генерирования тяги продуваемым профилем крыла самолета, планера зону невозмущенного потока Н ограничиваем таким сечением, чтобы площадь геометрической фигуры, рис. 7. 1, поз.2, была равна площади геометрической фигуры поз.3, поскольку площади этих геометрических фигур условно изображают работу первичных сил в зонах Н-В и В-К, которые равны и компенсируют друг друга.

Расположение зоны невозмущенного потока Н в бесконечности перед продуваемым профилем, как это было принято профессором Н. Е. Жуковским в его работе "Вихревая теория гребного винта" в 1912г., лишено всякого физического смысла, это отмечают и современные специалисты, [4], с.53, поскольку в компенсации отрицательной работы первичных сил в зоне В-К, рис. 1, поз.3, участвует только незначительная часть этой зоны, ограниченной площадью геометрической фигуры Н-В, рис. 1, поз.2, условно изображающей положительную работу первичных сил в этой зоне.

В полете под крылом самолета, планера или, другими словами, по корытцу продуваемого профиля, всегда генерируется зона заторможенного потока, которая регламентирует следующие зоны и сечения контрольного контура Н-$Н_1$, рис. 1: Н-Н – сечение невозмущенного потока, регламентирующее равенство площадей (работ первичных сил) геометрических фигур, рисунок 1, поз.2, 3; Н-В – зона набегающего со скоростью $V_п$ продуваемого газового потока, кинетическая энергия которого, $m_г V_п^2 / 2$, полностью переходит в потенциальную энергию давления продуваемого газового потока в зоне В-К; В-К – зона сжатия продуваемого газового потока, в которой градиент статических давлений отрицателен, т.е. направлен против потока.

Необходимо отметить, что сечения В и К расположены очень близко друг относительно друга, поэтому можно считать, что они являются зоной мгновенного фазового перехода продуваемого газового потока от агрегатного состояния со статическим давлением $Р_н$ в агрегатное состояние со статическим давлением $P_н^*$.

К-С – зона ускоряемого газового потока, в которой градиент статических давлений направлен по потоку, или зона К-С – это реактивное сопло, в котором генерируется тяга продуваемого профиля крыла самолета, планера, [5], с.24, фиг.6, зона К-С; С-С – выходное сечение реактивного сопла К-С, регламентирующее силу сопротивления $Р_сF_с$, где $Р_с$ – статическое давление продуваемого газового потока в сечении С-С, $F_с$,– площадь выходного сечения реактивного сопла К-С; С-$Н_1$ – зона реактивной струи, в которой градиент статических давлений направлен по потоку, если $P_с > P_н$ (недорасширенный газовый поток), в которой градиент статических давлений равен нулю, если $P_с = P_н$ (нормально расширенный газовый поток), в которой градиент статических давлений направлен против потока, если $P_с < P_н$ (перерасширенный газовый поток), где $Р_н$ – давление окружающей среды; $Н_1$-$Н_1$ – сечение невозмущенного потока, в котором ускорение продуваемого газового потока равно нулю.

Зоны контрольного контура Н-Н$_1$ для продуваемого профиля крыла самолета, планера полностью совпадают с зонами контрольного контура любого ВРД, [3], с.22, фиг.1, поэтому методика вывода единых формул тяги, полетного (тягового) КПД для любого ВРД и продуваемого профиля крыла самолета, планера, как движителей, будет одинаковой, методика вывода формулы подъемной силы продуваемого профиля крыла самолета, планера будет аналогичной для воздушных и гребных винтов, [5], с.8-9, с.24, фиг.6.

Необходимо отметить, что согласно единой теории движителей на непрерывных потоках контрольный контур Н-Н$_1$ для продуваемого профиля крыла самолета, планера, как движителей, всегда начинается с приведенной площади $F_{н.пр}$, расход продуваемого газового потока через которую равен расходу газового потока, прошедшего через движитель.

7. 3. 2 Характеристика внешних сил, действующих на трубку тока в зоне Н-Н$_1$ продуваемого профиля крыла самолета, планера, как движителей.

К внешним силам, действующим на трубку тока в зоне Н-Н$_1$ относятся:

1. Первичные движущие силы от изменения статического давление, P_iF_i где P_i – статическое давление продуваемого газового потока в i-м сечении газодинамического тракта в пределах контрольного контура Н-Н$_1$; F_i – площадь i-го сечения газодинамического тракта в пределах контрольного контура Н-Н$_1$.

2. Вторичные движущие силы от изменения динамических (инерционных) сил, $m_г a_i$, где $m_г$– массовый секундный расход газового потока через продуваемый профиль крыла самолета, планера, регламентируется площадью $F_{н.пр}$, плотностью продуваемого газового потока и скоростью $V_п$; a_i – ускорение продуваемого газового потока в i-м сечении газодинамического тракта в пределах контрольного контура Н-Н$_1$.

3. Силы сопротивления – это силы, которые направлены против потока и к которым могут относиться как первичные силы от изменения статического давления, например, в зоне В-К, динамические (инерционные) силы, когда сила инерции направлена против потока, так и сила сопротивления P_cF_c.

4. Сила тяги R продуваемого профиля крыла самолета, планера, как движителей.

5. Гравитационные силы продуваемого газового потока, которые в горизонтальном полете не учитываются.

Силы трения газового потока о поверхность продуваемого профиля не учитываем.

Таким образом, в контрольном контуре Н-Н$_1$ рассматривается замкнутая система всех внешних сил, действующих на трубку тока в зоне Н-Н$_1$, т.е. векторная сумма всех внешних сил в пределах контрольного контура Н-Н$_1$ всегда равна нулю, замыкает векторный силовой многоугольник всегда тяга R, которая генерируется продуваемым профилем крыла самолета или планера, как движителей.

Замкнутая система сил, отражая единый Закон сохранения энергии, предусматривает и равенство работ всех внешних сил, направленных по потоку и против потока. При наличии кинематического анализа работа любых внешних сил условно изображается площадью соответствующих геометрических фигур, например, работа вторичных динамических – инерционных сил, направленных против потока условно изображается геометрической фигурой со знаком "плюс", направленных по потоку условно изображается двумя геометрическими фигурами со знаком "минус", рисунок 1в. Согласно Закону сохранения энергии сумма площадей геометрических фигур со знаком "плюс" всегда равна сумме площадей геометрических фигур со знаком "минус", т.е. векторный силовой многоугольник, в нашем случае линия, всегда должен быть замкнутым для вторичных динамических – инерционных сил. Тоже самое касается и для первичных движущих сил от изменения статического давления продуваемого газового потока в пределах контрольного контура Н-$Н_1$, например, работа первичных сил и сил сопротивлений, направленных против потока, условно изображается геометрическими фигурами со знаком "минус", к которым относятся работа первичных сил в зоне В-К, в зоне К-С для силы сопротивления P_cF_c и тяги движителя R, работа первичных сил, направленных за потоком, условно изображается геометрическими фигурами со знаком "плюс", к которым относятся работа первичных сил в зоне Н-В, в зоне К-С для первичных движущих сил от изменения статического давления, рисунок 1г. Согласно Закону сохранения энергии сумма площадей геометрических фигур для первичных сил со знаком "плюс", всегда равна сумме площадей геометрических фигур со знаком "минус", т.е. векторный силовой многоугольник, в нашем случае линия, всегда является замкнутым, при этом замыкающим вектором силового многоугольника (линии) для первичных сил и сил сопротивления будет являться тяга R движителя.

7. 3. 3 Кинематический анализ характера изменения статических давлений, осевых скоростей, ускорений (динамических – инерционных сил), первичных движущих сил от изменения статического давления продуваемого газового потока для вывода формул тяги, полетного (тягового) КПД, теоремы о подъемной силе продуваемого профиля крыла самолета, планера, как движителей

Метод кинематического анализа для вывода формул тяги, полетного (тягового) КПД, подъемной силы продуваемого профиля крыльев самолета, планера, как движителей проводится впервые.

Кинематический анализ, приведенный на рис. 7. 1, для инверсионного метода, показывает, что с определенного сечения Н-Н, которое называется зоной невозмущенного потока, продуваемый газовый поток движется с постоянной скоростью $V_п$. Лобовая площадь крыла самолета, планера, $F_{н.пр}$, рис. 7. 1, а, тормозит набегающий поток воздуха, генерируя по корытцу продуваемого профиля крыла самолета, планера зону заторможенного потока В-С, рисунок 1, поз.1. Набегающий с постоянной скоростью $V_п$ продуваемый

газовый поток со статическим давлением $P_н$ при достижении сечения В-В мгновенно тормозится, при этом для трубки тока, расположенной в среднем сечении В-В, вся кинетическая энергия набегающего потока, $m_г V_п^2 / 2$, переходит в потенциальную энергию давления в сечении К-К.

Кинематический анализ показывает, что мгновенное изменение статического давления продуваемого газового потока от $P_н$ до $P_н^*$ вызывает мгновенное уменьшение осевой скорости продуваемого газового потока от сечения В к сечению К, что генерирует ускорение удара, $a_{уд}$, рис. 7. 1, в, что приводит к генерированию в сечении В кинематической зоны жесткого (упругого) удара, в которой, при соответствующих скоростях потока $V_п$ могут генерироваться мощные ударные волны в колебательном режиме, особенно при прохождении звукового барьера. При этом в сечении В образуется мощная стоячая ударная волна, которая перемещается вместе с самолетом.

Кинематический анализ в пределах контрольного контура Н-$Н_1$ рассматривает замкнутую систему сил как для вторичных динамических – инерционных сил, так и для первичных сил от изменения статического давления и сил сопротивления. Вторичные динамические – инерционные силы в пределах контрольного контура Н-$Н_1$ сами по себе, без никакой дополнительной внешней силы, дают общую сумму, равную нулю, или, другими словами, суммарная работа вторичных динамических – инерционных сил в пределах контрольного контура Н-$Н_1$ всегда равна нулю. Графически это отражается в том, рис. 7. 1, в, что площадь геометрических фигур, условно отражающих работу вторичных динамических – инерционных сил, со знаком "плюс" всегда равна площади геометрических фигур, со знаком "минус". Исходя из этого, кинематический анализ делает следующий вывод: изменение скорости продуваемого газового потока, обтекающего продуваемый профиль крыла самолета, планера в пределах контрольного контура Н-$Н_1$, генерирует динамические – инерционные силы, сумма которых, в пределах рассматриваемого контура всегда равна нулю. Это означает, что скорость продуваемого газового потока никогда не генерирует тягу движителя.

Кинематический анализ показывает также, рис. 7. 1, г, что отрицательная работа первичных движущих сил от изменения статического давления в зоне В-К, поз.3, полностью компенсируется положительной работой первичных движущих сил от изменения статического давления в зоне Н-В, поз.2. Таким образом, нескомпенсированной зоной первичных движущих сил от изменения статического давления, в которой генерируется тяга продуваемого профиля крыла самолета, планера, как движителей, является зона К-С. Работа, подведенная к продуваемому газовому потоку в зоне К-С, численно равна площади геометрической фигуры, ограниченной параболической кривой и осью абсцисс, заштрихованная зона со знаком "плюс". Площадь этой геометрической фигуры равна площади прямоугольника со сторонами $P_{нср}^* F_{нср}$, КС. Поэтому, с учетом соответствующих масштабов, можно записать, что подведенная к продуваемому газовому потоку работа в зоне К-С равна

$$A_п = P_{нср}^* F_{нср} \cdot KC \text{, (кГ·м),} \quad (1)$$

где КС условно равно перемещению потока за время Δt, рис. 7. 1, г.

Подведенная к продуваемому газовому потоку работа $A_п$ затрачивается на преодоление работы силы сопротивления

$$A_{cc} = P_c F_c \cdot KC, \text{ (кГ·м)}, \quad (2)$$

и на преодоление работы тяги движителя:

$$A_R = R \cdot KC, \text{ (кГ·м)}. \quad (3)$$

Таким образом, можно записать:

$$A_n = A_{cc} + A_R, \text{ или} \quad (4)$$

$$P^*_{нср} F_{нср} \cdot KC = P_c F_c \cdot KC + R \cdot KC, \quad (5)$$

откуда:

$$R = P^*_{нср} F_{нср} - P_c F_c. \quad (6)$$

Любое изменение скорости полета влечет за собой изменение всех пяти параметров, входящих в формулу тяги (6) продуваемого профиля крыла самолета, планера, как движителей.

Согласно Закону сохранения энергии можно записать, что тяга продуваемого профиля крыла самолета, планера, как движителей, дополнительно выражается уравнением

$$R = P_н F_{нпр} - P_c F_c. \quad (7)$$

Таким образом, векторный силовой многоугольник, в нашем случае линия, согласно уравнений (6), (7), всегда замыкается тягой R продуваемого профиля крыла самолета, планера, как движителей.

Полетный (тяговый) КПД продуваемого профиля крыла самолета, планера, как движителей, определяется из уравнения

$$\eta_n = \frac{A_R}{A_n}, \text{ откуда} \quad (8)$$

$$\eta_n = \left(1 - \frac{P_c F_c}{P^*_{нср} F_{нср}}\right) \cdot 100\% \quad (9)$$

Любое изменение скорости полета влечет за собой изменение всех пяти параметров, входящих в формулу полетного (тягового) КПД (9) продуваемого профиля крыла самолета, планера, как движителей.

Необходимо отметить, что направление вектора тяги R продуваемого профиля крыла самолета, планера, как движителей, всегда противоположно вектору средней скорости C_m, рис. 7.1, а, и всегда составляет определенный угол α с направлением скорости полета $V_п$, поэтому теорема о подъемной силе продуваемого профиля крыла самолета, планера, как движителей, описывается уравнением:

$$P = R \cdot \sin\alpha, \text{ откуда} \quad (10)$$

$$P = (P^*_{нср} F_{нср} - P_c F_c) \cdot \sin\alpha \quad (11)$$

Любое изменение скорости полета влечет за собой изменение всех шести параметров, входящих в формулу (11) подъемной силы продуваемого профиля крыла самолета, планера, как движителей. Известно, что крылья современных авиалайнеров включают предкрылки и закрылки, рис. 7. 2, поз.1, 2, применение которых способствует увеличению подъемной силы продуваемого профиля

крыла самолета, планера, как движителей. Применение предкрылок способствует увеличению $F_{нпр}$, формула (7), увеличению тяги R, увеличению подъемной силы продуваемого профиля крыла самолета, формула (11), рис. 7. 2, поз.1.

Применение закрылок способствует отклонению вектора C_m, рис. 7. 1, а, рис. 7. 2, поз.2, а значит и вектора тяги R в сторону увеличения угла α, что способствует существенному увеличению подъемной силы продуваемого профиля крыла самолета, планера, как движителей.

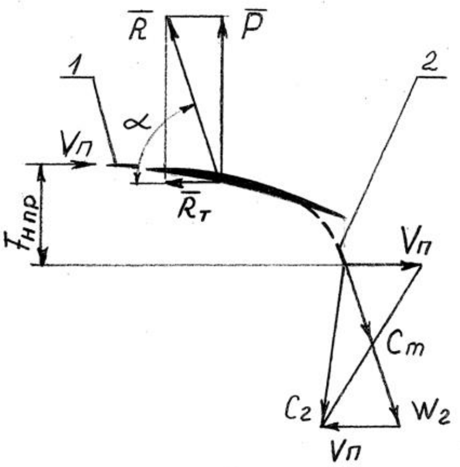


Рис. 7. 2. Характер изменения подьемной сили продуваемого профиля крыла самолета, планера, как движителей, при применении предкрылок и закрылок

В формулах (6), (7), (11) приняты следующие обозначения:

R – тяга продуваемого профиля крыла самолета, планера, как движителей;

$P^*_{нср} = P_г$ – статическое давление продуваемого газового потока в среднем сечении Г-Г газодинамического тракта зоны К-С, приведенное к зоне невозмущенного потока Н;

$F_{нср}$ – площадь газодинамического тракта в среднем сечении Г-Г зоны К-С, равная $t_1 \cdot l$, где t_1 – толщина газодинамического тракта в среднем сечении Г-Г, l – длина крыла самолета, планера;

P_c – статическое давление продуваемого газового потока в выходном сечении С-С реактивного сопла зоны К-С;

F_c – площадь газодинамического тракта в выходном сечении С-С реактивного сопла зоны К-С, равная $t \cdot l$, где t– толщина газодинамического тракта в выходном сечении С-С реактивного сопла зоны К-С;

α – угол между направлением вектора тяги R и вектором скорости полета $V_п$, рис. 7.1, 7. 2;

$\eta_п$ –полетный (тяговый) КПД продуваемого профиля крыла самолета, планера как движителей.

Как видно из рис. 7. 1, полетный (тяговый) КПД продуваемого профиля крыла самолета, планера зависит также от угла α, чем меньше α, тем выше КПД.

Таким образом, подъемную силу продуваемого профиля крыла самолета, планера, как движителей, необходимо рассматривать только как функцию от тяги, генерируемой продуваемым профилем, и угла α, а теорему о подъемной силе продуваемого профиля крыла самолета, планера можно сформулировать в следующем виде: подъемная сила продуваемого профиля крыла самолета,

планера, как движителей, равна произведению тяги, генерируемой продуваемым профилем, на sin α.

7. 3. 4. Применение уравнения Эйлера, как контрольного варианта, для вывода формулы тяги продуваемого профиля крыла самолета, планера, как движителей

Для вывода формулы тяги продуваемого профиля крыла самолета, планера как движителей, с помощью уравнения Эйлера необходимо обе части этого уравнения разделить на Δt с целью перехода на размерность кГ или Н, после чего уравнение Эйлера преобразуется во второй закон И.Ньютона:

$$m_г \frac{\Delta V}{\Delta t} = m_г \cdot a = \sum P_i \ , \qquad (12)$$

где $m_г$ – секундный массовый расход газового потока через продуваемый профиль, площадь сечения этого потока в зоне невозмущенного потока Н, рис. 7. 1, а, регламентируется площадью $F_{Нпр}$, а в зоне заторможенного потока В-С регламентируется площадью газодинамического тракта; ΔV – разница осевых скоростей газового потока на выходе, V_2, из трубки тока в зоне К-С и на входе, V_1, в эту же трубку тока, Δt – время импульса внешних сил, действующих на трубку тока в зоне К-С, или время перемещения потока от сечения К до сечения С; $\frac{\Delta V}{\Delta t} = a$ – изменение ускорения продуваемого газового потока в зоне К-С; $m_г \cdot a$ – изменение силы инерции в зоне К-С; $\sum P_i$ – сумма всех остальных внешних сил, действующих на трубку тока в зоне К-С, включая силу тяги R продуваемого профиля, реакции отсоединенных потоков со стороны первичных движущих сил от изменения статического давления, вторичных динамических (инерционных) сил, действующих слева на сечение К от зоны Н-К и справа на сечение С от зоны С-H_1.

В этом случае уравнение Эйлера (12) читается только так:

Изменение силы инерции продуваемого газового потока $m_г a$, которая является одной из внешних сил, действующих на трубку тока в зоне К-С, всегда равняется сумме всех остальных внешних сил, включая силу тяги R продуваемого профиля, а также реакции отсоединенных потоков от первичных движущих сил от изменения статического давления, вторичных динамических (инерционных) сил, действующих на сечение К слева от зоны Н-К и на сечение С справа, от зоны С-H_1, [5], с.15-16.

Запишем уравнение Эйлера (12) в векторной форме:

$$\overline{m_г a} = \overline{P_{ин_1}} + \overline{P_{ин_2}} + \overline{P^*_{Нср} F_{Нср}} + \overline{P_c F_c} + \overline{R} \, , \qquad (13)$$

где $P_{ин1}$ – реакция отсоединенного потока зоны Н-К от динамических (инерционных) сил, которая действует на сечение К слева; $P_{ин2}$ – реакция отсоединенного потока зоны С-H_1 от динамических (инерционных) сил, которая действует на сечение С справа; R – тяга продуваемого профиля.

Реакции отсоединенных потоков в зоне Н-К и С-H_1, которые действуют на сечения К, С со стороны первичных движущих сил от изменения статического

давления, всегда равняются нулю, поэтому уравнение Эйлера (13) можно записать как:

$$\overline{P_{ин_1}} + \overline{m_г}a + \overline{P_{ин_2}} = \overline{R} + \overline{P^*_{Нср}F_{Нср}} + \overline{P_cF_c} \qquad (14)$$

Левая часть этого уравнения является суммой динамических (инерционных) сил в пределах контрольного контура Н-Н$_1$, которая всегда равняется нулю, тогда в модульной форме:

$$0 = -R + P^*_{Нср}F_{Нср} - P_cF_c \text{, откуда} \qquad (15)$$

$$R = P^*_{Нср}F_{Нср} - P_cF_c \qquad (6)$$

Таким образом, продуваемые профили крыла самолета, планера, как движители на непрерывных потоках, генерируют тягу, полетный (тяговый) КПД, которые рассчитываются по единым формулам тяги, полетного (тягового) КПД для всех типов движителей на непрерывных потоках, (6), (7), (9).

Согласно выведенной теореме о подъемной силе продуваемого профиля крыла самолета, планера, как движителей, установлено, что подъемную силу продуваемого профиля всегда нужно рассчитывать как функцию от тяги, генерируемой продуваемым профилем, установлено, что полетный (тяговый) КПД продуваемого профиля дополнительно зависит от угла α, который образуется между вектором тяги R и направлением вектора скорости полета $V_п$, установлено также, что все продуваемые профили крыльев самолетов, планеров относятся к движителям прямой реакции, тяга которых должна измеряться только в кГ или Н.

7. 4. Общие выводы. Перспективы дальнейших разработок

Содержание данной статьи открывает широкие перспективы, прежде всего её практического применения, например, для принципиально нового, более точного расчета крыльев самолетов любой модификации. Для получения исходных данных для такого расчета ведущим организациям, фирмам, владеющим аэродинамической трубой, необходимо провести целенаправленную продувку различных профилей крыльев с целью точной фиксации геометрических и газодинамических параметров зоны заторможенного потока В-С, рис. 7. 1, поз.1.

Таким образом, современная теория ВРД, основанная на ошибочных формулах тяги, полетного (тягового) КПД, выведенных академиком Б.С.Стечкиным в 1929 г. и на такой же ошибочной теореме о подъемной силе продуваемого профиля, выведенной профессором Н.Е.Жуковским в 1912 г., задержала технический прогресс в области авиадвигателестроения более, чем на 80 лет, в результате чего выпускники авиационных ВУЗов, будущие конструктора авиадвигателей, не имеют ни малейшего понятия о реальном процессе генерирования тяги ВРД, о реальном физическом представлении процесса генерирования отрывных течений, о реальном кинематическом анализе характера изменений осевых скоростей, ускорений, первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока, о реальной теореме о подъемной силе продуваемого профиля и т.д.

ЛИТЕРАТУРА К ГЛАВЕ 7

1. Патент 58769, Україна, МПК F02K 1/00, F02K 3/08, F02K 7/00, F02K 3/11, Турбореактивний двигун з форсажною камерою [Текст] / Б.Ш.Мамедов, –№U201011470, заявл. 27.09.2010, опубл. 26.04.2011, Бюл.№8, –34с.

2. Шляхтянко, С. М. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей, [Текст] / С. М. Шляхтянко. – М.: Машиностроение, 1987. – 568с.

3. Патент 46407, Україна, МПК F04D 27/02, F02K 1/00, F02K 3/00, F02C 7/00. Спосіб підвищення газодинамічної стійкості роботи повітря-реактивних двигунів [Текст] / Б.Ш.Мамедов, –№U200905152, заявл. 25.05.2009, опубл. 25.12.2009, Бюл.№24, –26с.

4. Казанджан, П. К. Теория авиационных двигателей [Текст] / П. К. Казанджан, Н. Д. Тихонов, А. К. Янко / – М.: Машиностроение, 1983,–223с.

5. Патент 35561, Україна, МПК B63H 1/14, B63H 1/28, B63H 5/00. Судновий двигуно-рушійний комплекс [Текст] / Б.Ш.Мамедов, –№U200805116, заявл. 21.04.2008, опубл. 25.09.2008, Бюл.№18, –26с.

ГЛАВА 8
ПРИМЕНЕНИЕ УРАВНЕНИЯ ЭЙЛЕРА ДЛЯ ВЫВОДА ФОРМУЛ ТЯГИ, ПОЛЕТНОГО (ТЯГОВОГО) КПД ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ПО ВНЕШНИМ ПАРАМЕТРАМ ГАЗОВОГО ПОТОКА ПРИ $V_п \geq 0$

8. 1. Введение. Постановка проблемы

Истоки всех катастроф авиалайнеров гражданской авиации, самолетов военной и военно-транспортной авиации по причине заглохания или неустойчивой работы воздушно-реактивных двигателей (ВРД) при взлете, полете, посадке связаны с кризисом современной теории воздушно-реактивных двигателей, [1, с.5–7]. Кризис современной теории воздушно-реактивных двигателей основывается не только на неправильном понимании и применении уравнения Эйлера, этот кризис основывается еще и на полном отсутствии фундаментальных формул тяги, полетного (тягового) КПД ВРД, теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, поскольку существующие в современной теории ВРД ошибочные фундаментальные формулы тяги, полетного (тягового) КПД, выведенные академиком Б. С. Стечкиным в 1929г., и такая же ошибочная фундаментальная теорема о подъемной силе продуваемого профиля, выведенная профессором Н. Е. Жуковским в 1912г., [2, с.15–20], не только задержали технический прогресс в области авиадвигателестроения более чем на 80 лет, но и лежат у истоков тысяч авиационных катастроф по причине заглохания или неустойчивой работы ВРД при взлете, полете, посадке, нанесли большой материально-технический ущерб любому государству, производящему самолеты и авиадвигатели.

В результате ошибочного описания ряда физических процессов, имеющих место при работе ВРД, современная теория воздушно-реактивных двигателей оказалась неспособной дать правильные направления технического прогресса в области авиадвигателестроения при $T_г^* = \text{const}$ (при постоянной температуре заторможенного газового потока перед первым сопловым аппаратом турбины).

Поэтому в настоящее время существует острая проблема создания принципиально новой теории воздушно-реактивных двигателей, которая уже разработана и называется "Единая теория движителей на непрерывных потоках", отличительной особенностью которой является то, что эта теория основывается на принципиально новых фундаментальных формулах тяги, полетного (тягового) КПД, на абсолютно новой фундаментальной теореме о подъемной силе продуваемого профиля, едиными для любых движителей на непрерывных потоках, к которым относятся крыло птицы, самолета, планера, различные паруса, одинарные, контрвращающиеся и спутновращающиеся гребные и воздушные винты, ТРД, ТРДД, ТРДФ и другие ВРД, ракетные движители, [2, с.15–20], [3, с.146–153].

В частности, по тематике данной статьи единая теория движителей на непрерывных потоках ставит и решает на более высоком научном уровне ту же самую проблему, которую академик Б. С. Стечкин поставил перед собой в 1929г. в своей ошибочной статье "Теория воздушно-реактивного двигателя",

так и не решив эту проблему, т.е. так и не создав правильную теорию воздушно-реактивного двигателя.

8. 2. Критика формул тяги, полетного (тягового) КПД воздушно-реактивных двигателей, выведенных академиком Б. С. Стечкиным в 1929г.

Необходимо отметить, что академик Б. С. Стечкин занялся вопросом вывода формулы тяги, полетного (тягового) КПД для воздушно-реактивных двигателей во времена (1926–1929г.г.), когда эти двигатели только зарождались, когда еще полностью отсутствовал теоретический и экспериментальный опыт проектирования и эксплуатации воздушно-реактивных двигателей (ВРД), когда теоретические разработки ученых в области вывода формул тяги для различных движителей носили неточный характер, включая работы Н. Е. Жуковского, К. Э. Циолковского и др.

Другими словами, академику Б. С. Стечкину при выводе формул тяги, полетного (тягового) КПД в 1929г. не на что было опереться, чтобы убедиться в правильности выведенных им для ВРД формул тяги, полетного (тягового) КПД, поэтому его статья "Теория воздушно-реактивного двигателя", 1929г., в которой приводится ошибочный вывод формул тяги, полетного (тягового) КПД воздушно-реактивных двигателей, должна рассматриваться как первый шаг на пути познания человеком такого сложнейшего физического понятия, как процесс генерирования тяги воздушно-реактивным двигателем и не менее сложного теоретического и физического понятия полетного (тягового) КПД воздушно-реактивного двигателя.

8. 2. 1. Критика контрольного контура, выбранного академиком Б. С. Стечкиным для вывода формулы тяги, полетного (тягового) КПД воздушно-реактивных двигателей

Контрольный контур для определения тяги ВРД при дозвуковой скорости полета представлен в [4 на с. 44, рис.1.22]. Контрольный контур для определения тяги ВРД при сверхзвуковой скорости полета представлен в [4 на с.44, рис.1.23].

С позиции уже разработанной единой теории движителей на непрерывных потоках контрольные контура, которые академик Б. С. Стечкин разработал для вывода формул тяги, полетного (тягового) КПД ВРД, абсолютно неверны и имеют следующие грубейшие ошибки:

1. Контрольный контур при $v_п > 0$ всегда должен начинаться с зоны заторможенного потока, вне зависимости от величины скорости полета $v_п$, [2, с.18, рис.1, поз.2].

Зона заторможенного потока – это физическое явление, которое имеет место перед любым движущимся предметом в любой окружающей среде, рис. 8. 1.

На рис. 8. 1 представлено генерирование зоны заторможенного потока при движении металлического вала с плоским торцем во влажном снегу при $v_п = 7$ м/с. Форма зоны заторможенного потока – параболоид.

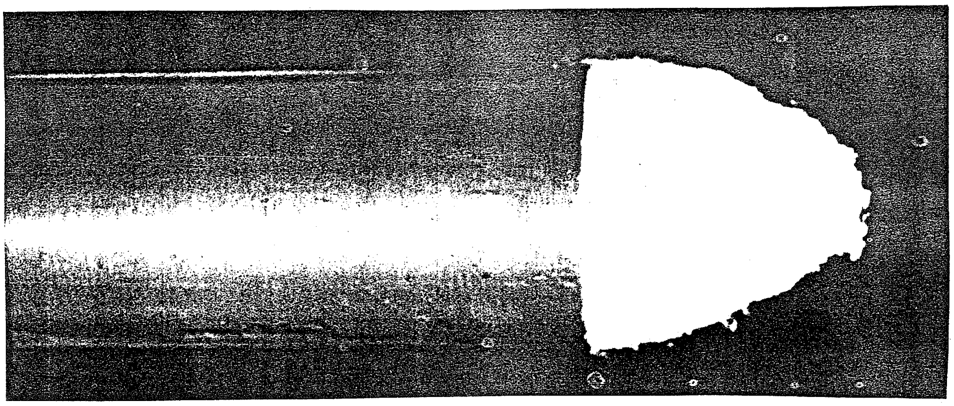


Рис. 8. 1. Генерирование зоны заторможенного потока при движении металлического вала с плоским торцем по влажном снегу со скоростью 7 м/с

Перед любым ВРД в полете всегда возникает зона заторможенного потока аналогичная той, которая представлена на рис. 8. 1. Начало и форма этой зоны заторможенного потока зависят от скорости полета $v_п$.и плотности входящего в двигатель газового потока. При увеличении скорости полета начало зоны заторможенного потока, сечение Н-Н, [5, с.26, рис.1], приближается к двигателю, при уменьшении скорости полета сечение Н-Н удаляется от двигателя. Увеличение плотности входящего в двигатель газового потока всегда приближает сечение Н-Н к двигателю, в любом случае изменяя крутизну характеристики изменения статических давлений, осевых скоростей, ускорений (динамических–инерционных сил), первичных движущих сил от изменения статических давлений в зоне Н-В контрольного контура. Отличительной особенностью зоны заторможенного потока, генерируемой в полете перед любым ВРД, является наличие градиента статических давлений, направленного за потоком. Отрицательной особенностью зоны заторможенного потока, генерируемой в полете перед любым ВРД, является то, что определенная часть этой зоны, зона H-f, является динамическим дросселем, который дросселирует (тормозит) основной поток, поступающий в ВРД, в результате чего статика в сечении В-В уменьшается ниже расчетного значения, а осевая скорость C_a, наоборот, увеличивается выше расчетного значения, [5, с.26, рис.1], что приводит к развитому срыву газового потока по корытцам лопаток первого рабочего колеса (РК) компрессора низкого давления (КНД), к снижению безопасности полетов.

Генерирование зоны заторможенного потока в полете перед воздухозаборником ВРД известно, [4, с.82]. Однако дальнейшее исследование и развитие эта тематика не получила, поскольку шла вразрез с контрольным контуром академика Б. С. Стечкина.

2. Следующей ошибкой контрольного контура, выбранного академиком Б. С. Стечкиным, является отсутствие завершенного контура справа, поскольку любой контрольный контур должен заканчиваться сечением H_1-H_1, [2, с.18, рис. 1]. Это необходимо для того, чтобы провести полный кинематический анализ характера изменения статических давлений, осевых скоростей, ускорений газового потока, первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока в пределах контрольного контура Н-H_1. Кинематический анализ, с которым академик Б.С.Стечкин был абсолютно незнаком, позволяет сразу установить, что общая сумма вторичных динамических-инерционных сил в пределах контрольного контура Н-H_1 всегда равна нулю. Это, в свою очередь, означает, что скорость газового потока никогда не создает тягу ВРД, а реальную формулу тяги ВРД необходимо выводить, исходя только из первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока в пределах контрольного контура Н-H_1, поскольку всегда первична статика, а вторична динамика.

3. Полностью отсутствует характеристика внешних сил, действующих на газовый поток, проходящий по газодинамическому тракту в пределах контрольного контура Н-H_1, [2, с.17], к которым необходимо добавить гравитационные силы, которые в горизонтальном полете не учитываются.

4. Не проведен предварительный кинематический анализ характера изменения статических давлений, осевых скоростей, ускорений (вторичных динамических-инерционных сил), первичных движущих сил от изменения статических давлений, действующих на газовый поток в пределах контрольного контура Н-H_1, включая все зоны ВРД, [2, с.18, рис.1]. Это необходимо для того, чтобы сумму вторичных динамических-инерционных сил, действующих на газовый поток в пределах контрольного контура Н-H_1, всегда приравнивать к нулю, вне зависимости от направлений вывода формулы тяги, полетного (тягового) КПД ВРД.

5. Существуют две формулы тяги, полетного (тягового) КПД, дающих одинаковый результат:

а) формулы тяги, полетного (тягового) КПД ВРД по внутренним параметрам газового потока при $v_п \geq 0$, выводятся с помощью кинематического анализа, или уравнения Эйлера, как проверочный вариант, [2, с.15–20, с.18, 19, формулы (6), (7), (10), (11)];

б) формулы тяги, полетного (тягового) КПД ВРД по внешним параметрам газового потока при $v_п \geq 0$, [2, с.19, формулы (8), (9),], выводятся с помощью уравнения Эйлера, но с обязательным учетом знаний, полученных при выводе формул тяги, полетного (тягового) КПД ВРД по внутренним параметрам газового потока при $v_п \geq 0$.

Ошибки, допущенные академиком Б.С.Стечкиным при выводе формул тяги, полетного (тягового) КПД ВРД, заключаются в том, что он не видел первого варианта а), а сразу взялся решать второй вариант б), для решения которого у него не хватило знаний.

8. 2. 2. Критика методики применения уравнения Эйлера академиком Б.С.Стечкиным при выводе формул тяги, полетного (тягового) КПД ВРД

Для правильного применения уравнения Эйлера необходимо дать четкую характеристику внешних сил, действующих на рассматриваемый участок трубки тока, и времени импульса действия внешних сил на рассматриваемый участок трубки тока, под которым следует понимать не время $t = 1$с, а время Δt – время прохождения газовым потоком рассматриваемого участка трубки тока, чего, к сожалению, академик Б. С. Стечкин не сделал.

В своем контрольном контуре академик Б.С.Стечкин рассматривает трубку тока от сечения Н-Н до сечения С-С, отсоединив при этом выходящую (реактивную) струю С-$Н_1$. В науке существует незыблемое правило: отсоединил реактивную струю С-$Н_1$, будь добр, вместо нее к сечению С-С приложи ее реакцию. К сожалению, академик Б. С. Стечкин этого не сделал, поскольку в уравнении (1.39), [4, с.45], в правой части отсутствует реакция отсоединенной струи С-$Н_1$ от динамической-инерционной силы.

В науке существует и другое незыблемое правило: в одном уравнении запрещается применять составляющие этого уравнения с различными размерностями. В уравнении (1.39), [4, с.45], левая часть имеет размерность кГ·с (импульса силы), а правая часть имеет размерность кГ (силы). В науке такая смесь размерностей не допускается, поэтому и по форме и по содержанию уравнение (1.39), особенно после введения интеграла по замкнутому контуру, является чистейшей фальсификацией уравнения Эйлера.

Заметим, что в уравнении (1.39) сила $P_c F_c$ абсолютно справедливо отнесена к разряду сил сопротивления, направленных против потока, а в уравнении (1.41), [4, с.46], та же самая сила $P_c F_c$ отнесена уже к разряду движущих сил, направленных за потоком, что мгновенно констатирует ошибочность вывода формулы тяги (1.41) для ВРД. Поэтому существующая методика применения уравнения Эйлера, предложенная академиком Б. С. Стечкиным, ошибочна и свидетельствует о неправильном понимании уравнения Эйлера не только специалистами в области авиадвигателестроения, но и преподавателями авиационных ВУЗов.

Проанализируем формулы тяги, [4, с.46 уравнение (1.41)], полетного (тягового) КПД, [4, с.50 уравнение (1.51)], на предмет их соответствия экспериментальным данным современной теории воздушно-реактивных двигателей.

1. Согласно формуле тяги ВРД по уравнению (1.41), [4, с.46], при $P_c > P_н$, т.е. при недорасширенных газовых потоках, тяга двигателя увеличивается. Экспериментальная часть современной теории ВРД этого абсолютно не подтверждает, наоборот, она устанавливает, что при $P_c > P_н$ тяга любого ВРД уменьшается, [4, с.161, рис.6.3], при $\Pi_{с.р.} > \Pi_{с.расч.}$.

2. Согласно формуле тяги ВРД по уравнению (1.41), [4, с.46], увеличение F_c при $P_c > P_н$ ведет к существенному увеличению тяги ВРД. Экспериментальная часть современной теории ВРД этого абсолютно не подтверждает, наоборот,

она устанавливает, что при $P_c > P_н$, увеличение F_c всегда приводит к уменьшению тяги любого ВРД, см. там же.

3. При $P_c = P_н$ формула тяги ВРД по уравнению (1.41), [4, с.46], преобразуется в выражение $R = G_г(C_c - V_п)$, согласно которому, увеличение $V_п(M_п)$, где $M_п$ – условное обозначение скорости звука, всегда приводит к уменьшению тяги любого ВРД, а при $C_c = V_п$ тяга любого ВРД равняется нулю. Экспериментальная часть современной теории ВРД этого абсолютно не подтверждает, наоборот, она устанавливает, что при увеличении $V_п(M_п)$ тяга любого ВРД увеличивается и при $V_п(M_п) = C_c$ в несколько раз превышает тягу ВРД при $V_п = 0$, [4, с.261, рис.8.48].

4. При $P_c = P_н$, $V_п = 0$ формула тяги ВРД по уравнению (1.41), [4, с.46], преобразуется в выражение $R = G_г C_c$, согласно которому, расчет тяги любого ВРД не соответствует реальной тяге ВРД, всегда на 3-7% меньше.

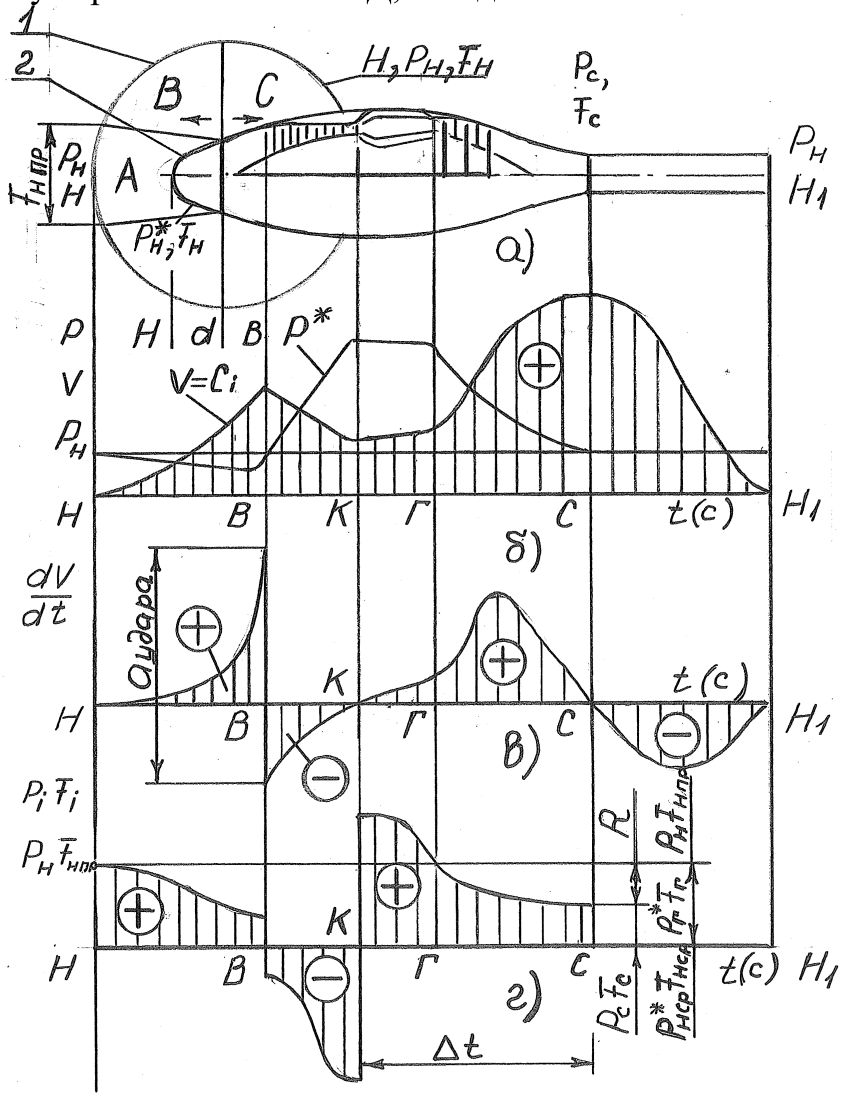


Рис. 8. 2. Кинематический анализ характера изменения статических давлений, осевых скоростей, ускорений (динамических – инерционных сил), первичных движущих сил от изменения статического давления газового потока в зоне контрольного контура Н-$Н_1$ для вывода формулы тяги, полетного (тягового) КПД воздушно-реактивного двигателя при $V_П$=0

При этом следует отметить, что академик Б. С. Стечкин в 1929г., не владея правильным контрольным контуром, не владея правильной характеристикой внешних сил, действующих на рассматриваемый участок трубки тока, не владея кинематическим анализом, не смог прийти к выводу о том, что скорость газового потока, C_c, тягу ВРД никогда не создает, не смог прийти к выводу о том, что тягу ВРД необходимо выводить только из характера изменений первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока в пределах контрольного контура Н-H_1, [2, с.18, рис.1].

5. Анализ формулы тяги ВРД по уравнению (1.41), [4, с.46], показывает, что к слагаемой части $G_г(C_c - V_п)$, которая является импульсом силы тяги с размерностью кГ·с, прибавляется второе слагаемое $(P_c - P_н)F_c$ с размерностью кГ. Такая смесь размерностей в одном выражении в науке не допускается.

6. Согласно формуле полетного (тягового) КПД, [4, с.50], уравнение (1.51), при $V_п = C_c$ полетный (тяговый) КПД любого ВРД достигает 100%, а при $V_п > C_c$ полетный (тяговый) КПД превышает 100%, что является полным нарушением Закона сохранения энергии, поскольку ни в природе, ни в технике не существует такого КПД.

Все это говорит о том, что выведенные академиком Б.С.Стечкиным в 1929г. формулы тяги, полетного (тягового) КПД являются ошибочными, поскольку нарушают все законы механики истечения жидкостей и газов, и не могут быть фундаментальными для современной теории воздушно-реактивных двигателей.

Таким образом, кризис современной теории воздушно-реактивных двигателей основывается на применении ошибочных формул тяги, полетного (тягового) КПД ВРД, выведенных академиком Б.С.Стечкиным в 1929г., и на применении такой же ошибочной теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, выведенной профессором Н. Е. Жуковским в 1912г., что повлекло за собой ошибочное описание ряда узловых физических явлений, имеющих место при работе ВРД, на основании чего:

1. Ошибочно разработан термодинамический цикл ТРД в координатах P-V, T-S, который является фундаментом теории. Это означает, что в современной теории ВРД ошибочно описаны принципы работы ТРД, ТРДД, ТРДФ и др. ВРД, это означает, что все физические процессы, имеющие место при работе ВРД, описаны неточно или ошибочно, поскольку термодинамический цикл ТРД в координатах P-V, T-S, разработанный современной теорией ВРД [4, с.16, рис.1.1, рис.1.2, с.17, рис.1.3 и др.], содержит в себе следующие ошибки:

1.1. Газовый поток в зоне Н-В по сечениям воздухозаборника d-d (вход) и В-В (выход) разорван, поскольку невозможно поставить знак равенства между расходами газового потока по сечениям d-d (вход) и В-В (выход) воздухозаборника, т.к. $G_в \gg G_d$, что свидетельствует о нарушении всех, без исключения, законов механики истечения жидкостей и газов, включая закон неразрывности струи.

1.2. Нарушен принцип инжектирования газового потока при $V_п \geq 0$, согласно которому $T_в^*$ до $V_п = 0{,}6$Мп всегда уменьшается, по существующему

термодинамическому циклу ТРД в координатах P-V, T-S. $T_в^*$ при $V_п > 0$ всегда увеличивается, что свидетельствует о нарушении всех законов термодинамики. $T_в^*$– это температура газового потока на выходе из воздухозаборника, сечение В-В.

1.3. При наличии ошибочного градиента статических давлений в зоне Н-В, направленного против потока, разрыв струи газового потока согласно п.1 приводит к нарушению закона сохранения энергии, который гласит, что полная энергия газового потока на входе в воздухозаборник, сечение d-d, всегда равна полной энергии газового потока на выходе из воздухозаборника, сечение В-В. Поскольку $G_в \gg G_d$, то невозможно поставить знак равенства между полной энергией газового потока в сечении d-d и В-В, так как и кинетическая и потенциальная энергия газового потока в сечении В-В существенно больше кинетической и потенциальной энергии газового потока в сечении d-d, что нарушает баланс энергии, все законы термодинамики, уравнение Бернулли. Необходимо отметить, что для ВРД генерирование градиента статических давлений, направленного против потока, возможно только при движении газового потока в заневоленном состоянии, например, в компрессоре, а при свободном набегании газового потока (воздуха) на двигатель при $V_п > 0$ перед двигателем всегда генерируется параболоидная зона заторможенного потока с градиентом статических давлений, направленным по потоку с соблюдением принципа инжекции при $V_п \geq 0$, [5, с.26, рис.1б], [4, с.82].

2. Ошибочно описываются теоретические и физические основы такого фундаментального понятия, как процесс генерирования тяги ВРД.

На протяжении последних 83 лет этот учебный материал по дисциплине ТОВРД в авиационных ВУЗах преподносится студентам в нулевом, с точки зрения науки, знаний, варианте.

3. Ошибочно описываются теоретические и физические основы такого фундаментального понятия, как полетный (тяговый) КПД ВРД.

4. Ошибочно описываются теоретические и физические основы такого фундаментального понятия, как процесс генерирования подъемной силы продуваемым профилем.

5. Ошибочно дается трактовка понятия $F_н$ и все, что связано с этим понятием.

6. Полностью отсутствует снятие характеристик компрессоров ВРД при дросселировании газового потока перед компрессором.

Это связано с тем, что при взлете, полете, посадке перед любым ВРД всегда генерируется зона заторможенного потока Н-f, которая дросселирует (тормозит) поступление газового потока в двигатель, что неизбежно приводит к снижению статики в сечении В-В с одновременным увеличением C_a выше расчетного значения, что приводит к развитому срыву газового потока по корытцам лопаток первого рабочего колеса компрессора низкого давления, к снижению безопасности полетов, [5].

7. Полностью отсутствует кинематический анализ, что делает современную теорию ВРД неспособной наметить правильные пути технического прогресса в области авиадвигателестроения при $T_г^* = const$.

8. Ошибочно описывается процесс торможения газового потока в реальном входном устройстве.

9. Ошибочно описывается процесс работы ТРД, ТРДД, ТРДФ и др. ВРД.

10. Ошибочно описываются физические основы процесса генерирования отрывных течений по корытцам и спинкам лопаток рабочих колес компрессоров, приводящих к неустойчивой работе, заглоханию ВРД, к флаттеру самолета при взлете, полете, посадке.

11. И другие ошибочные описания, согласно которым современная теория ВРД подлежит полной переработке на основе уже созданной единой теории движителей на непрерывных потоках, и только после этого такая переработанная теория ВРД может быть заложена в курс ТОВРД и преподаваться студентам в авиационных ВУЗах.

8. 3. Применение уравнения Эйлера для вывода формул тяги, полетного (тягового) КПД воздушно-реактивных двигателей по внешним параметрам газового потока при $V_п \geq 0$

Представленная методика применения уравнения Эйлера для вывода формул тяги, полетного (тягового) КПД воздушно-реактивных двигателей по внешним параметрам газового потока при $V_п \geq 0$ является классической и описывается впервые.

Под внешними параметрами газового потока подразумеваются результирующие внешние силы, действующие на сечения d-d, С-С рассматриваемой трубки тока d-С, которая совпадает с воздушно-реактивным двигателем и является частью контрольного контура Н-$Н_1$.

8. 3. 1. Выбор контрольного контура

Контрольный контур для вывода формул тяги, полетного (тягового) КПД воздушно-реактивных двигателей по внешним параметрам газового потока при $V_п \geq 0$ с применением уравнения Эйлера представлен на рис. 8. 2. В качестве контрольного контура выбираем зону Н-$Н_1$, где Н – зона невозмущенного газового потока, начало ускоренного движения частиц газового потока; $Н_1$ – зона невозмущенного газового потока, конец ускоренного движения частиц газового потока.

При $V_п = 0$ под $F_н$ необходимо понимать всю площадь сфероида, рис. 8. 2, поз.1, расход воздуха через которую равен расходу воздуха, прошедшего через двигатель, а зона невозмущенного потока Н со статическим давлением $P_н$ совпадает с границей этого сфероида. Приведенный кинематический анализ выполнен для частиц газового потока (воздуха), расположенных в зоне оси двигателя. Сфероид условно разбит на три зоны А, В, С.

В зоне С инжектируемый двигателем газовый поток при повороте вокруг радиусной части входного сечения d-d воздухозаборника генерирует

центробежные силы, которые, в свою очередь, генерируют отрицательную тягу, [4, с.82, рис.3.2]. Эта отрицательная тяга полностью компенсируется положительной тягой зоны В, рис.2, поз.1.

Таким образом, контрольный контур для вывода формул тяги, полетного (тягового) КПД ВРД по внешним параметрам газового потока с применением уравнения Эйлера при $V_п = 0$ в зоне Н-Н$_1$ ограничен слева зоной А с площадью $F_{н_{пр}}$ в сечении Н-Н. При $V_п > 0$, рис. 8. 2, поз.2, перед воздухозаборником любого ВРД всегда генерируется зона заторможенного потока 2, [4, с.82], статическое давление в которой существенно превышает $P_н$. Форма этой зоны заторможенного потока – параболоид.

Вся поверхность этого параболоида характеризуется повышенным одинаковым давлением $P_н^*$ заторможенного потока, через каждую точку поверхности этого параболоида осуществляется подпитка газового потока, проходящего через двигатель. Поэтому под Н, $F_н$ для контрольного контура при $V_п > 0$ необходимо понимать всю поверхность параболоида – зоны заторможенного потока, а под приведенной площадью, $F_{н_{пр}}$, необходимо понимать площадь входного сечения воздухозаборника, $F_{вх}$, на которую сосредоточено давление $P_н^*$ параболоида. Статическое давление внутри параболоида переменно, градиент статических давлений всегда направлен по потоку, [5, с.26, рис.1б].

8. 3. 2. Характеристика внешних сил, действующих на трубку тока в зоне Н-Н$_1$

К внешним силам, действующим на трубку тока в зоне Н-Н$_1$, при $V_п \geq 0$ относятся:

1. Первичные движущие силы от изменения статических давлений, $P_i F_i$, где P_i – статическое давление в i-м сечении газодинамического тракта в зоне Н-Н$_1$; F_i –площадь i-го сечения газодинамического тракта в зоне Н-Н$_1$.

2. Вторичные динамические (инерционные) силы, $m_г a_i$, где $m_г$ – секундный массовый расход газового потока через двигатель; a_i – ускорение газового потока в i-м сечении газодинамического тракта в зоне Н-Н$_1$.

3. Сила сопротивления, $P_c F_c$.

4. Сила тяги, R ВРД.

5. Гравитационные силы, в горизонтальном полете не учитываются.

Силы трения газового потока о внутренние поверхности ВРД не учитываем.

Необходимо отметить, что первичной внешней силой является движущая сила от изменения статического давления, $P_i F_i$, вторичной внешней силой, которая генерируется только после изменения $P_i F_i$, является динамическая (инерционная) сила, т.е. первична статика, вторична динамика, поэтому вывод формулы тяги, полетного (тягового) КПД ВРД должен базироваться только на

изменении первичных движущих ил от изменения статических давлений газового потока в пределах контрольного контура Н-$Н_1$.

8. 3. 3. Применение уравнения Эйлера для вывода формулы тяги, полетного (тягового) КПД ВРД по внешним параметрам газового потока при $V_п \geq 0$

Для вывода формулы тяги, полетного (тягового) КПД ВРД по внешним параметрам газового потока при $V_п \geq 0$ с помощью уравнения Эйлера необходимо обе части этого уравнения разделить на Δt с целью перехода на размерность кГ или Н, после чего уравнение Эйлера имеет вид второго Закона И.Ньютона:

$$m_г \cdot \frac{\Delta V}{\Delta t} = m_г a = \sum P_i \text{ ,} \qquad (1)$$

где $m_г$ – секундный массовый расход газового потока через трубку тока в зоне d-C, рис. 8. 2; ΔV – разница абсолютных осевых скоростей газового потока на выходе V_2, сечение С-С, и на входе V_1, сечение d-d, в трубку тока в зоне d-C, зона ВРД; Δt– время импульса внешних сил, действующих на трубку тока в зоне d-C, или время перемещения газового потока от сечения 1 (d-d) до сечения 2(С-С); $\frac{\Delta V}{\Delta t} = a$ – изменение ускорения газового потока в зоне d-C; $m_г a$ – изменение силы инерции газового потока в зоне d-C, которая является одной из внешних сил, действующих на трубку тока в этой зоне; $\sum P_i$ –сумма всех остальных внешних сил, действующих на рассматриваемый участок трубки тока d-C, включая силу тяги R ВРД, силу сопротивления $P_c F_c$, первичные движущие силы от изменения статических давлений в зоне d-C, реакции отсоединенных потоков от первичных движущих сил и вторичных динамических-инерционных сил, действующих на сечение d-d слева, от зоны Н-d, и на сечение С-С справа, от зоны С-$Н_1$.

В этом случае уравнение Эйлера (1) читается только так:

Изменение силы инерции газового потока $m_г a$, которая является одной из внешних сил, действующих на трубку тока в зоне d-C, всегда равняется сумме всех остальных внешних сил, включая силу тяги R ВРД, а также реакции отсоединенных потоков от первичных движущих сил от изменения статических давлений и вторичных динамических-инерционных сил газового потока, действующих на сечение d-d слева, от зоны Н-d, и на сечение С-С справа, от зоны С-$Н_1$.

Рассмотрим применение уравнения Эйлера для вывода формулы тяги, полетного (тягового) КПД ВРД при $V_п = 0$, поскольку применение уравнения Эйлера для тех же целей при $V_п > 0$ абсолютно идентично.

Запишем уравнение Эйлера (1) в векторной форме:

$$\overline{m_г a} = \overline{P_{ин1}} + \overline{P_{ин2}} + \overline{P_н F_{Нпр}} + \overline{P_d F_{вх}} + \overline{P_d F_{вх}} + \overline{P_c F_c} + \overline{R} \text{ ,} \qquad (2)$$

где $P_{ин1}$ – реакция отсоединенного потока зоны Н-d от вторичных динамических-инерционных сил, которые действуют на сечение d-d слева; $P_{ин2}$ – реакция отсоединенного потока зоны С-$Н_1$ от вторичных динамических-

инерционных сил, которые действуют на сечение С-С справа, рис. 8. 2; $P_н F_{Нпр} - P_d F_{вх}$ – реакция отсоединенного потока зоны Н-d от первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока, которая действует на сечение d-d слева; реакция отсоединенного потока зоны С-Н$_1$ от первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока, которая действует на сечение С-С справа всегда равна нулю, поскольку в реактивной струе, согласно закона Бойля-Мариотта, $P_i F_i$=const; $P_d F_{вх} - P_c F_c$ – внешняя первичная движущая сила от изменения статических давлений, действующая на рассматриваемый участок трубки тока d-С, где P_d – статическое давление газового потока на входе в воздухозаборник, сечение d-d, $F_{вх}$ – площадь входного сечения d-d воздухозаборника, P_c – статическое давление в выходном сечении С-С выходного (реактивного) сопла, F_c – площадь нерегулируемого выходного сечения С-С выходного (реактивного) сопла; R – тяга ВРД по внешним параметрам газового потока.

Исходя из вышеизложенного, уравнение Эйлера (2) можно записать как:

$$\overline{P_{ин_1}} + \overline{m_г} a + \overline{P_{ин_2}} = \overline{P_н F_{Нпр}} + \overline{P_d F_{вх}} + \overline{P_d F_{вх}} + \overline{P_c F_c} + \overline{R} \tag{3}$$

Левая часть этого уравнения является суммой вторичных динамических-инерционных сил в пределах контрольного контура Н-Н$_1$, рис.2в, которая всегда равняется нулю, тогда в модульной форме:

$$0 = P_н F_{Нпр} - P_d F_{вх} + P_d F_{вх} - P_c F_c - R, \tag{4}$$

откуда

$$R = P_н F_{Нпр} - P_c F_c, \text{ при } V_п = 0, \tag{5}$$

$$R' = P_н^* F_{вх} - P_c' F_c, \text{ при } V_п > 0 \tag{6}$$

Поскольку положительная работа первичных сил от изменения статических давлений газового потока на участке Н-В полностью компенсируется отрицательной работой первичных сил от изменения статических давлений газового потока на участке В-К, рис.2г, то общая, подведенная на участке Н-С, работа ВРД равна

$$A_п = (P_н F_{вх}) \cdot KC (кГм) \tag{7}$$

Подведенная на участке Н-С работа ВРД затрачивается на преодоление работы силы сопротивления

$$A_{cc} = (P_c F_c) \cdot KC (кГм) \tag{8}$$

и на преодоление работы силы тяги ВРД по внешним параметрам газового потока

$$A_R = R \cdot KC (кГм) \tag{9}$$

Таким образом, $A_п$ равна:

$$A_п = A_{cc} + A_R, \tag{10}$$

откуда

$$R = P_н F_{Нпр} - P_c F_c \text{ при } V_п = 0 \tag{5}$$

$$R' = P_н^* F_{вх} - P_c' F_c \text{ при } V_п > 0 \tag{6}$$

Полетный (тяговый) КПД ВРД определяем из формулы:

$$\eta = \frac{A_R}{A_п},\qquad (11)$$

$$\eta_T = \left(1 - \frac{P_c F_c}{P_н F_{Hпр}}\right) x100\%, \text{ при } V_п = 0, \qquad (12)$$

$$\eta_п = \left(1 - \frac{P'_c F_c}{P^*_н F_{вх}}\right) x100\%, \text{ при } V_п > 0, \qquad (13)$$

8. 4. Общие выводы, перспективы дальнейших разработок

В данной работе описана классическая теория применения уравнения Эйлера для вывода формул тяги ВРД по внешним параметрам газового потока, (5), (6), и полетного (тягового) КПД, (12), (13). Следует отметить, что правильное применение уравнения Эйлера в этом случае невозможно без наличия кинематического анализа характера изменения статических давлений, осевых скоростей, ускорений (вторичных динамических-инерционных сил), первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока в зоне контрольного контура Н-$Н_1$, поскольку только кинематический анализ, рис. 8. 2, дает правильный вывод о том, что левая часть уравнения (3) всегда равна нулю, только кинематический анализ позволяет сделать вывод о том, что скорость газового потока никогда не создает тягу ВРД, поскольку сумма вторичных динамических-инерционных сил в пределах контрольного контура Н-$Н_1$, рис. 8.2, в, всегда равна нулю, только кинематический анализ позволяет сделать вывод о том, что тяга, полетный (тяговый) КПД ВРД генерируется только первичными движущими силами от изменения статических давлений газового потока в пределах контрольного контура Н-$Н_1$. Поэтому в 1929г. академик Б. С. Стечкин без правильного контрольного контура, без правильной характеристики внешних сил, действующих на рассматриваемый участок трубки тока, без кинематического анализа заведомо был обречен на ошибочное применение уравнения Эйлера, повлекшего за собой ошибочный вывод формул тяги, полетного (тягового) КПД ВРД со всеми отрицательными последствиями.

Таким образом, выведенные в данной работе формулы тяги ВРД по внешним параметрам газового потока (5), (6), полетного (тягового) КПД (12), (13), дают абсолютно одинаковые численные значения тяги и полетного (тягового) КПД ВРД с выведенными ранее формулами тяги, полетного (тягового) КПД ВРД по внутренним параметрам газового потока, [2, с.18, формулы (6), (7), с.19, формулы (10), (11)].

Все выведенные формулы тяги, полетного (тягового) КПД ВРД, как по внутренним, так и по внешним параметрам газового потока, полностью соответствуют экспериментальным данным современной теории воздушно-реактивных двигателей и являются фундаментальными для единой теории движителей на непрерывных потоках, эти формулы дают принципиально новое направление технической мысли о процессе генерирования тяги всеми движителями на непрерывных потоках, дают возможность очень просто разбираться и объяснять любые физические явления, которые имеют место при работе любого ВРД, дают возможность существенно упростить методику

расчета двигателя путем введения точных исходных данных по P_d, $F_{вх}$ (сечение d-d). $P^*_к$, $F_к$ (сечение К-К), $P^*_{Н_{ср}}$, $F_{Н_{ср}}$ (сечение Г-Г), $P_с$, $F_с$, (сечение С-С), которые рассчитываются по заданной тяге, дают возможность правильно описать теоретические и физические основы такого сложнейшего физического явления, как заглохание или вход в неустойчивый режим работы ВРД при взлете, полете, посадке, и на этом основании разработать и внедрить абсолютно правильное направление технического прогресса в области авиадвигателестроения, связанного с повышением безопасности полетов путем полного устранения кинематической зоны жесткого (упругого) удара в сечении В-В, рис. 8. 2в, и перехода на синусоидальный характер изменения осевых скоростей газового потока в зоне Н-В, что существенно повышает газодинамическую устойчивость работы ВРД при взлете, полете и посадке и будет являться тематикой очередной статьи. Считаем также, что уже разработанная, проверенная и внедренная единая теория движителей на непрерывных потоках в ближайшее время заменит существующую а авиационных ВУЗах.

ЛИТЕРАТУРА К ГЛАВЕ 8

1. Карачевский, Г. Аэродинамика – кризис классической теории [Текст] / Г.Карачевский / Техника молодежи, №10, 2005г., с.5–7.

2. Мамедов, Б. Ш. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Вывод формулы тяги, полетного (тягового) КПД турбореактивных двигателей [Текст] / Б. Ш. Мамедов / Восточно-Европейский журнал передовых технологий. – 2011. – 4/7(52). – с.15 – 20.

3. Мамедов, Б. Ш. Глава 2. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Вывод формулы тяги, полетного (тягового) КПД, теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, как движителя [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Вісник національного технічного університету "ХПІ". – 2011. – №33. – с.146-153.

4. Шляхтенко, С. М. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей [Текст] / С. М. Шляхтенко, М.: Машиностроение, 1987. – 568с.

5. Мамедов, Б. Ш. Глава 3. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Причины заглохания воздушно-реактивных двигателей при взлете, полете, посадке [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Восточно-Европейский журнал передовых технологий. – 2011. – 5/7(53). – с.24–28.

ГЛАВА 9.
ОСНОВЫ ЕДИНОЙ ТЕОРИИ ДВИЖИТЕЛЕЙ НА НЕПРЕРЫВНЫХ ПОТОКАХ. ВЫВОД ФОРМУЛЫ ТЯГИ, ПОЛЕТНОГО (ТЯГОВОГО) КПД, ТЕОРЕМЫ О ПОДЪЕМНОЙ СИЛЕ ПРОДУВАЕМОГО ИЗОЛИРОВАННОГО ПРОФИЛЯ ЕДИНИЧНОГО РАЗМАХА, КАК ДВИЖИТЕЛЯ НА НЕПРЕРЫВНЫХ ПОТОКАХ (КРАТКАЯ ТЕОРИЯ КРЫЛА САМОЛЕТА)

9. 1. Введение. Постановка проблемы

Современная теория воздушно-реактивных двигателей делится на две части: теоретическую и экспериментальную, которые существуют абсолютно автономно. Это объясняется тем, что теоретическая часть базируется на ошибочных фундаментальных формулах тяги, полетного (тягового) КПД, выведенных академиком Б. С. Стечкиным в 1929г., и на такой же ошибочной теореме о подъемной силе продуваемого профиля, выведенной профессором Н.Е.Жуковским в 1912г., [1], с.15-20, [2], с.146-153,

С помощью теоретической части современной теории воздушно-реактивных двигателей невозможно правильно объяснить ни одного физического явления, имеющего место при работе воздушно-реактивного двигателя (ВРД), невозможно разработать правильные направления технического прогресса в области авиадвигателестроения.

Например, основное направление технического прогресса в области авиадвигателестроения связанное с увеличением C_a(U), которое предлагает современная теория воздушно-реактивных двигателей, является полностью необоснованным, поскольку оно предлагается без путей устранения кинематической зоны жесткого (упругого) удара в сечении В-В, [1], с.18, рис.1в.

Например, такие узловые физические явления, имеющие место при работе ВРД, как процесс генерирования тяги, полетный (тяговый) КПД, подъемная сила продуваемого профиля, трактовка процесса генерирования отрывных течений, [3], с.114, которая поставила конструкторов в тупиковое положение, поскольку устранить генерирование неустойчивой работы ВРД, помпажа, согласно существующей трактовке, невозможно, и многие другие физические явления описаны в современной теории воздушно-реактивных двигателей ошибочно.

Все это привело к тому, что выпускники авиационных ВУЗов, будущие конструктора авиадвигателей, покидают его стены, не имея ни малейшего понятия ни о правильном теоретическом и физическом представлении о таком фундаментальном понятии, как процесс генерирования тяги ВРД, ни о правильном полетном (тяговом) КПД ВРД, ни о правильной теореме о подъемной силе продуваемого профиля, ни о кинематическом анализе, ни о зонах заторможенного потока, ни о многом другом.

Экспериментальная часть современной теории воздушно-реактивных двигателей – это основа современного проектирования ВРД. Однако следует отметить, что при отсутствии правильной теоретической части требуются

десятилетия, чтобы экспериментальная часть вышла бы на уровень правильного понимания того или иного физического явления, имеющего место при работе ВРД.

Все это говорит о том, что современная теория воздушно-реактивных двигателей, в основу которой заложены ошибочные формулы тяги, полетного (тягового) КПД, выведенные академиком Б. С. Стечкиным в 1929г., и такая же ошибочная теорема о подъемной силе продуваемого профиля, выведенная профессором Н. Е. Жуковским в 1912г., задержала технический прогресс в области авиадвигателестроения более, чем на 80 лет.

Поэтому перед уже созданной единой теорией движителей на непрерывных потоках стояла проблема создания правильной теории воздушно-реактивных двигателей, в которой проведена тесная связь между теорией и экспериментом, которая повысит безопасность полетов путем повышения газодинамической устойчивости работы ВРД на любых режимах полета, которая разработает правильные направления технического прогресса в области авиадвигателестроения, позволяющие достичь неограниченных скоростей полета, и которая полностью заменит существующую в авиационных ВУЗах.

9. 2 Критика теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, выведенной профессором Н. Е. Жуковским в 1912г., постановка цели

Известно, что если продуваемый газовый поток отклоняется от продуваемой поверхности на угол атаки i, превышающий 5-7º, то имеет место отрыв потока, [3], с.114-116. На рис. 9. 1 представлен изолированный профиль единичного размаха, который продувается набегающим газовым потоком. Из-за различных геометрических характеристик изолированного профиля по спинке и по корытцу продуваемый газовый поток по спинке в зоне В-С ускоряется, дополнительное действие центробежных сил при этом способствует уменьшению статического давления продуваемого газового потока в сечении С-С, рис. 9.1, б, поз.1, которое является выходным сечением зоны отрыва газового потока, как движителя на непрерывны потоках.

Если при этом угол атаки i, который образуется между горизонтальной скоростью, рис.1, поз.4, и спинкой продуваемого профиля, превышает 5-7º, то в сечении С-С имеет место генерирование отрыва продуваемого газового потока от спинки изолированного профиля. Если мы имеем дело с продувкой решетки профилей, то при соответствующей скорости продуваемого газового потока по спинке продуваемых профилей всегда генерируется зона отрыва потока, [4], с.67, рис.3.2.

В современной теории воздушно-реактивных двигателей отрывные зоны характеризуются как сопротивления, в которых дополнительно генерируются стоячие ударные волны, которые могут привести к запиранию потока, [4], с.70, рис.3.6.

С позиции уже созданной единой теории движителей на непрерывных потоках мы рассматриваем зону отрыва продуваемого газового потока от спинки продуваемого профиля как зону, в которой в сечении С-С, рис. 9. 1,

генерируется глубокий вакуум, при этом зона отрыва потока Н-С-Н может работать в двух режимах:

1. В режиме вакуумирования, при котором зона отрыва продуваемого газового потока Н-С-Н работает как движитель на непрерывных потоках, инжектируя в себя воздух из окружающего пространства по сфероиду, рис. 9. 1, поз.5, генерируя при этом отрицательную тягу, которая рассчитывается по формулам:

$$R = P_{H_{cp}} F_{H_{cp}} - P_C F_C \ , \qquad (1)$$

$$R = P_H F_{H_{пр}} - P_C F_C \qquad (2)$$

Полетный (тяговый) КПД при этом рассчитывается по формуле:

$$\eta_П = \left(1 - \frac{P_C F_C}{P_{H_{cp}} F_{H_{cp}}}\right) \cdot 100\% \qquad (3)$$

Вывод формул (1), (2), (3) аналогичен выводу формул тяги, полетного (тягового) КПД для турбореактивных двигателей, [1], с.18-19, рис.1.

При работе отрывной зоны Н-С-Н в режиме вакуумирования в обязательном порядке генерируется вектор скорости инжектируемого газового потока, рис. 9. 1, поз.3. Именно этот вектор наблюдал в интерференционном свете в 1912 г. профессор Н. Е. Жуковский при продувке как изолированных профилей, так и решеток. Именно этот вектор инжектируемого газового потока, рис. 9. 1, поз.3, профессор Н. Е. Жуковский, не разобравшись с физической сущностью его генерирования, отождествил с циркуляцией продуваемого газового потока вокруг продуваемого профиля, назвав это явление "присоединенным вихрем". Профессор Н. Е. Жуковский характеризовал явление "присоединенного вихря"

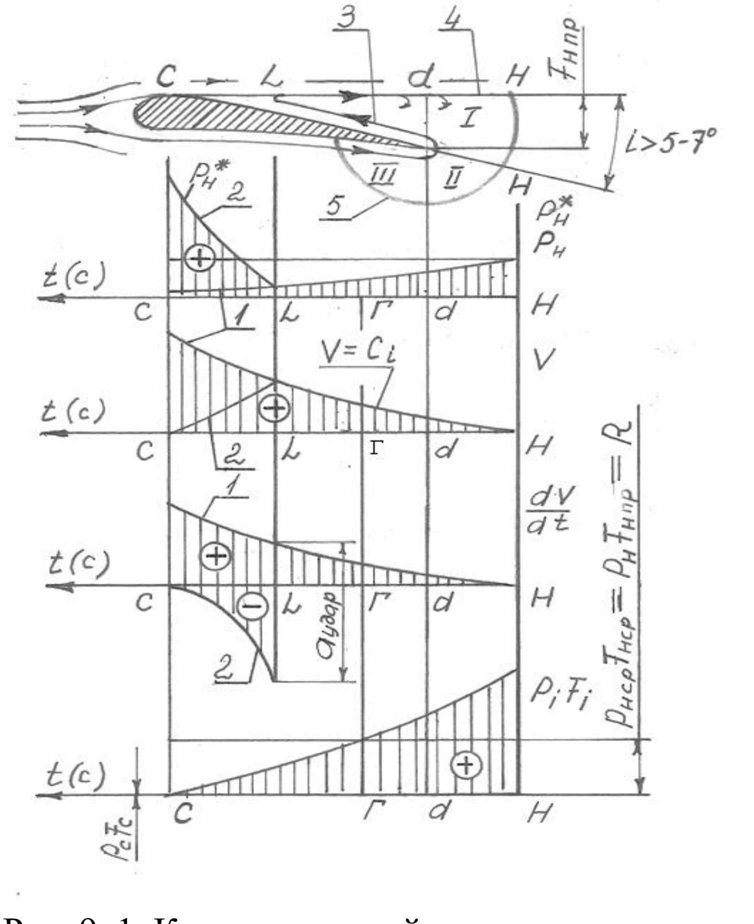


Рис. 9. 1. Кинематический анализ изменения статических давлений, осевих скоростей первичных движущих сил от изменения статических давлений в зоне отрыва продуваемого газового потока Н-С-Н от спинки продуваемого профиля для вывода формулы тяги, полетного (тягового) КПД зоны отрыва Н-С-Н, как движителя на непрерывных потоках

как открытие, как газодинамическую закономерность, свойственную любому продуваемому профилю, и заложил это ошибочное понятие во многие свои теоретические, глубоко ошибочные, статьи.

Да, это было открытие, но открытие работы отрывной зоны по спинке продуваемого профиля. В этой связи необходимо отметить, что в 1912г. профессор Н. Е. Жуковский не был знаком ни с углами атаки i (5-7º), ни с отрывными зонами по спинке продуваемого профиля, которые впервые были установлены в 1947г. в лаборатории лопаточных машин ВВИА им. Н. Е. Жуковского при исследовании глубоких нерасчетных режимов работы центробежного компрессора, [4], с.116.

Необходимо отметить, что если углы атаки i не превышают 5-7º, то отрывная зона Н-С-Н не генерируется и продуваемый газовый поток обтекает спинку продуваемого профиля ламинарно, при этом инжектируемый газовый поток, рис. 9. 1, поз.3, полностью отсутствует. Поэтому существующее в современной теории воздушно-реактивных двигателей утверждение о том, что в контрольной поверхности abcd, [4], с.55, рис.2., векторы скоростей по линиям тока ab и cd равны и противоположно направлены, [4], с.54, является прямым нарушением всех законов механики истечения жидкостей и газов, поскольку скорости продуваемого газового потока по линиям тока ab и cd всегда равны и имеют одинаковое направление, а теорему о подъемной силе продуваемого профиля необходимо выводить другим путем.

В режиме генерирования ударных волн. Профессор Н. Е. Жуковский в 1912г. оперировал низкими скоростями продуваемого газового потока, поэтому инжектируемый вектор газового потока, рис. 9. 1, поз.3, существовал постоянно, поскольку разворот инжектируемого газового потока поз.3 до совпадения с потоком поз.4 осуществлялся плавно, без резкого повышения статического давления в зоне L-C.

При увеличении скоростей продуваемого газового потока при повороте инжектируемого газового потока, рис. 9.1, поз.3, его кинетическая энергия движения в зоне L-C мгновенно полностью теряется, переходя в потенциальную энергию давления, рис. 9. 1, б, поз.2. Резкое увеличение давление газового потока в зоне L-C генерирует мощную ударную волну в колебательном режиме, которая разрушает всю зону отрыва Н-С-Н, затем зона отрыва потока Н-С-Н опять генерируется, работая в режиме вакуумирования, за которым следует режим генерирования ударных волн и т.д., генерируя в окружающее пространство низкоамплитудные высокочастотные ударные волны в колебательном режиме, которые приводят к флатеру самолета.

Таким образом, в 1912 г. профессор Н.Е.Жуковский, приняв генерирование вектора инжектируемого газового потока, рис. 9. 1, поз.3, за газодинамическую закономерность, посчитал, что вокруг любого продуваемого профиля (изолированный профиль, или в решетке профилей) имеет место вращение (циркуляция) продуваемого газового потока вокруг профиля. На этом основании профессор Н.Е.Жуковский вводит ошибочное понятие циркуляции продуваемого газового потока относительно продуваемого профиля

$\Gamma = t \cdot \Delta w_u$, [4], с.54, с.55, рис.2.25, (4)

которая легла в основу его ошибочной теоремы о подъемной силе продуваемого изолированного профиля единичного размаха

$$P = \rho\omega_{\infty}\Gamma, \qquad (5)$$

выведенной им в его "знаменитых (по своей ошибочности – авт.) статьях по вихревой теории гребного винта", [4], с.55, где t – расстояние между продуваемыми профилями в решетке, [4], с.55, рис.2.24, Δw_u – закрутка продуваемого газового потока по корытцу продуваемого профиля [4], с.55, рис.2.25, ρ – плотность продуваемого газового потока, ω_{∞} – скорость продуваемого газового потока в бесконечности (перед и за профилем одинаковы), [4], с.53.

Проанализируем теорему о подъемной силе продуваемого профиля, выведенной профессором Н. Е. Жуковским в 1912 г. в его статье "Вихревая теория гребного винта", на предмет ее соответствия экспериментальным данным современной теории воздушно-реактивных двигателей.

Согласно теореме о подъемной силе продуваемого профиля, формула (5), максимальное давление продуваемого газового потока на корытце продуваемого профиля находится там, где циркуляция ($t \cdot \Delta w_u$) максимальна, т.е. на выходной кромке продуваемого профиля, а нулевое давление продуваемого газового потока на корытце продуваемого профиля находится там, где циркуляция ($t \cdot \Delta w_u$) равна нулю, т.е. на входной кромке продуваемого профиля, поскольку на входной кромке Δw_u=0, т.е. эпюра давлений по корытцу продуваемого профиля, согласно Н. Е. Жуковскому, имеет максимальное значение на выходной кромке продуваемого профиля и нулевое значение на входной кромке продуваемого профиля, формируя, таким образом, градиент давлений, направленный против потока, что противоречит всем законам механики истечения жидкостей и газов и экспериментальная часть современной теории ВРД четко это подтверждает, она гласит, что максимальное давление продуваемого газового потока на корытце продуваемого профиля находится в зоне входной кромки и это давление постепенно уменьшается по мере перемещения продуваемого газового потока к выходной кромке продуваемого профиля, формируя, таким образом, градиент давлений, направленный по потоку, [4], с.68, рис.3.3, что соответствует всем законам механики истечения жидкостей и газов.

Поэтому физическая основа процесса генерирования подъемной силы продуваемого профиля на основе циркуляции ($t \cdot \Delta w_u$) объяснена профессором Н. Е. Жуковским ошибочно, а теорема о подъемной силе продуваемого профиля, выведенная в его статье "Вихревая теория гребного винта" в 1912 г., нарушает все законы механики истечения жидкостей и газов и не может быть фундаментальной.

Поэтому уже созданная единая теория движителей на непрерывных потоках ставила своей целью (заданием) решить ту же самую задачу, которую в 1912 г. профессор Н. Е. Жуковский не смог решить в своей статье "Вихревая теория гребного винта", и на более высоком научном уровне вывести формулу тяги, полетного (тягового) КПД, теорему о подъемной силе продуваемого

изолированного профиля единичного размаха, как движителя на непрерывных потоках, которые будут являться фундаментальными, которые будут полностью соответствовать всем законам механики истечения жидкостей и газов и экспериментальным данным современной теории воздушно-реактивных двигателей.

9. 3. Вывод формулы тяги, полетного (тягового) КПД, теоремы о подъемной силе продуваемого изолированного профиля единичного размаха, как движителя на непрерывных потоках

В качестве продуваемого изолированного профиля единичного размаха, как движителя на непрерывных потоках, выберем профиль крыла тяжелого бомбардировщика времен Второй мировой войны, который даже при малых скоростях полета генерировал подъемную силу, рис. 9. 2.

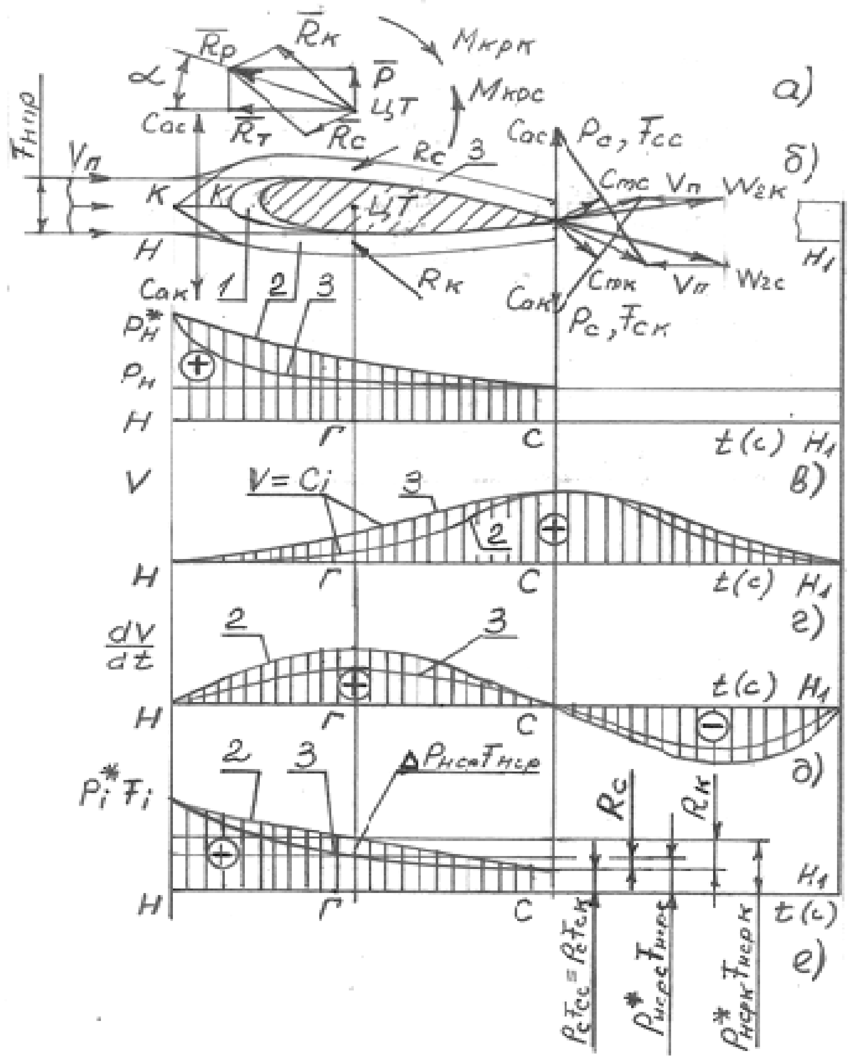


Рис. 9. 2. Кинематический анализ характера изменения статических давлений, осевых скоростей, ускорений, первичных движущих сил от изменения статических давлений продуваемого газового потока для ввода формули тяги, полетного (тягового) КПД, теоремв о подьемной силе продуваемого изолированного профиля единичного размаха, как движителя на непрерывных потоках

При полете со скоростью $V_п$ перед продуваемым изолированным профилем единичного размаха всегда генерируется зона заторможенного потока, рис. 9. 2, поз.1, со статическим давлением $P_н^*$, одинаковой для всего объема. Площадь зоны заторможенного потока регламентируется лобовой площадью $F_{Нпр}$ и длиной продуваемого профиля крыла. Статическое давление $P_н^*$ в каждой точке поверхности зоны заторможенного потока, поз.1, поддерживается статическим и динамическим давлением набегающего потока воздуха, который по сечению К-К сжимается до $P_н^*$. От сечения К-К часть набегающего потока, суммарной площадью $F_{Нпр}$, обтекает спинку продуваемого профиля, а вторая часть, равная первой, обтекает корытце продуваемого профиля. Траектории движения этих двух потоков, обтекающих спинку и корытце продуваемого профиля, различны, что обуславливает различную кинематику этих потоков, дополнительно характеризуемых уравнением непрерывности струи, т.е. в каждом вертикальном сечении расходы этих двух потоков одинаковы. Поскольку длина траектории движения потока, обтекающего спинку продуваемого профиля, превосходит длину траектории движения потока, обтекающего корытце продуваемого профиля, то верхний поток в зоне К-С претерпевает большее ускорение, чем нижний поток в этой же зоне. Поэтому статическое давление продуваемого газового потока, обтекающего спинку продуваемого профиля, существенно ниже аналогичного для потока, обтекающего корытце продуваемого профиля, рис. 9. 2, в.

Неотъемлемым условием правильной работы продуваемого изолированного профиля единичного размаха является равенство статических давлений и осевых скоростей продуваемого газового потока на выходной кромке продуваемого профиля, сечение С-С, т.е. верхний поток, обтекающий спинку продуваемого профиля, должен затормозиться до $W_{2с}$, а нижний поток, обтекающий корытце продуваемого профиля, должен ускориться до $W_{2к}$, при этом

$$W_{2с}=W_{2к} \qquad (6)$$

Если не будет обеспечено равенство относительных осевых скоростей согласно условия (6), то на выходной кромке продуваемого профиля будет иметь место закрутка продуваемого газового потока, что неизбежно приведет к снижению КПД крыла, к снижению безопасности полетов.

На современном этапе развития теории крыла специалисты абсолютно не обращают внимание на теорему о подъемной силе продуваемого профиля, формула (5), профессора Н. Е. Жуковского, объясняя подъемную силу крыла увеличением осевой скорости продуваемого газового потока по спинке продуваемого профиля по сравнению с аналогичной по корытцу продуваемого профиля, что приводит к появлению разности статических давлений продуваемого газового потока по корытцу и по спинке продуваемого профиля, что и является основой генерирования подъемной силы продуваемым профилем. Такое физическое представление о подъемной силе продуваемого профиля является неполным и неточным, поскольку отсутствует связь между

подъемной силой и тягой, генерируемой продуваемым изолированным профилем единичного размаха, как движителем на непрерывных потоках.

9. 3. 1. Выбор контрольного контура

Продуваемые газовые потоки по спинке и по корытцу продуваемого профиля от сечения К-К до сечения С-С представляют собой реактивные сопла, в которых генерируется соответствующая тяга, вектор действия которой всегда направлен противоположно среднему вектору C_m скоростей газового потока на входе и выходе из этих реактивных сопел. Поскольку газодинамические параметры (давление, скорость) продуваемого газового потока на входе и выходе из этих реактивных сопел одинаковы, то будет одинаков и контрольный контур, который мы выбираем для вывода формулы тяги, полетного (тягового) КПД и теоремы о подъемной силе продуваемого изолированного профиля единичного размаха, как движителя на непрерывных потоках.

В качестве контрольного контура выбираем зону Н-$Н_1$, рис. 9. 2, где Н – зона невозмущенного потока, начало ускоренного движения частиц продуваемого газового потока; $Н_1$ – зона невозмущенного потока, конец ускоренного движения частиц продуваемого газового потока. Расход продуваемого газового потока через движитель (продуваемый изолированный профиль единичного размаха) регламентируется его лобовой площадью, $F_{Нпр}$, плотностью воздуха и скоростью полета $V_п$. Контрольный контур начинается с сечения К-К, в котором скорость входа продуваемого газового потока, C_a, всегда направлена перпендикулярно этому сечению. Отклонение вектора C_a от вертикального положения в сторону движения потока генерирует осевую скорость продуваемого газового потока в реактивных соплах по спинке и по корытцу продуваемого профиля.

На рис. 9. 2 представлен кинематический анализ характера изменения статического давления, осевых скоростей, ускорений, первичных движущих сил от изменения статического давления продуваемого газового потока для вывода формулы тяги, полетного (тягового) КПД, теоремы о подъемной силе продуваемого изолированного профиля единичного размаха, как движителя на непрерывных потоках.

На рис. 9. 2, а представлено векторное сложение двух тяг, генерируемых по спинке продуваемого профиля, $R_с$, и по корытцу продуваемого профиля, $R_к$, дающих результирующую тягу продуваемого профиля $R_р$, которая, в свою очередь, раскладывается на горизонтальную тягу $R_т$, и подъемную силу Р.

На рис. 9. 2. б представлен характер обтекания профиля крыла тяжелого бомбардировщика продуваемым газовым потоком, который сжимается в сечении К-К до $p_н^*$, разделяется на два потока, обтекающих продуваемый профиль по спинке и по корытцу, формируя, таким образом, два реактивных сопла, у которых в зоне К-С имеет место расширение сжатого в сечении К-К до $p_н^*$ продуваемого газового потока, генерируя, таким образом, в каждом реактивном сопле свою тягу, которая всегда направлена противоположно среднему вектору скорости C_m.

На рис. 9. 2, в представлен характер изменения статических давлений в реактивных соплах по спинке, поз.3, и по корытцу продуваемого профиля, поз.2, в пределах контрольного контура Н-$Н_1$.

На рис. 9. 2, г представлен характер изменения осевых скоростей в реактивных соплах по спинке, поз.3, и по корытцу продуваемого профиля, поз.2, в пределах контрольного контура Н-$Н_1$.

На рис. 9. 2, д представлен характер изменения осевых ускорений в реактивных соплах по спинке, поз.3, и по корытцу продуваемого профиля, поз.2, в пределах контрольного контура Н-$Н_1$.

На рис. 9. 2, е представлен характер изменения первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока в реактивных соплах по спинке, поз.3, и по корытцу продуваемого профиля, поз.2, в пределах контрольного контура Н-$Н_1$.

Таким образом, контрольный контур Н-$Н_1$ для продуваемого изолированного профиля единичного размаха (профиль крыла тяжелого бомбардировщика) состоит из следующих зон: Н-К-К – зона сжатия набегающего газового потока до статического давления $P_н^*$; К-С – зона ускоренного газового потока, в которой градиент статических давлений направлен по потоку, или зона К-С – это реактивное сопло, в котором генерируется тяга, как по спинке, так и по корытцу продуваемого профиля; С-$Н_1$ – зона реактивной струи, в которой градиент статических давлений направлен по потоку, если $P_c > P_н$ (недорасширенный газовый поток), в которой градиент статических давлений равен нулю, если $P_c = P_н$ (нормально расширенный газовый поток), в которой градиент статических давлений направлен против потока, если $P_c < P_н$ (перерасширенный газовый поток), где P_c – статическое давление в выходном сечении С-С реактивного сопла зоны К-С, $P_н$ – давление окружающей среды.

9. 3. 2. Характеристика внешних сил, действующих на трубку тока в зоне Н-$Н_1$

К внешним силам, действующим на трубку тока в зоне Н-$Н_1$, относятся: 1. Первичные движущие силы от изменения статических давлений, P_iF_i, где P_i – статическое давление продуваемого газового потока в i-м сечении газодинамического тракта в пределах контрольного контура Н-$Н_1$; F_i – площадь i-го сечения газодинамического тракта в пределах контрольного контура Н-$Н_1$. 2. Вторичные движущие силы от изменения динамических (инерционных) сил, $m_г a_i$, где $m_г$ – массовый секундный расход продуваемого газового потока через продуваемый профиль, a_i – ускорение газового потока в i-м сечении газодинамического тракта в пределах контрольного контура Н-$Н_1$. 3. Силы сопротивления, P_cF_{cc}, $P_cF_{ск}$, где F_{cc} – площадь выходного сечения реактивного сопла К-С по спинке продуваемого профиля, $F_{ск}$ – площадь выходного сечения реактивного сопла К-С по корытцу продуваемого профиля. 4. Гравитационные силы продуваемого газового потока, при горизонтальном полете не учитываются. 5. Силы тяги R_c, $R_к$ по спинке и корытцу продуваемого профиля,

которые после векторного сложения, рис.2а, дают результирующую тягу R_p, которая, в свою очередь, раскладывается на горизонтальную тягу $R_т$ и подъемную силу P.

Силы трения продуваемого газового потока о поверхность продуваемого профиля не учитываем.

9. 3. 3. Кинематический анализ характера изменения статических давления, осевых скоростей, ускорений, первичных движущих сил от изменения статических давлений продуваемого газового потока для вывода формулы тяги, полетного (тягового) КПД, теоремы о подъемной силе продуваемого изолированного профиля единичного размаха, как движителя на непрерывных потоках

Кинематический анализ для вывода формулы тяги, полетного (тягового) КПД, теоремы о подъемной силе продуваемого изолированного профиля единичного размаха, как движителя на непрерывных потоках, проводится впервые.

Кинематический анализ, представленный на рис. 9. 2 показывает, что при набегании со скоростью $V_п$ продуваемого газового потока на продуваемый профиль крыла самолета перед последним всегда генерируется зона заторможенного потока, рис. 9. 2, б, поз.1, со статическим давлением $P_н^*$.

Зона заторможенного потока – это физическое явление, которое имеет место перед любым движущимся предметом в любой окружающей среде, например, известно генерирование зоны заторможенного потока перед воздухозабоником воздушно-реактивного двигателя (ВРД), [3], с.82.

Генерирование зоны заторможенного потока, рис.2б, поз.1, регламентируется лобовой площадью продуваемого профиля, $F_{Hпр}$, которая, в свою очередь, регламентирует массовый расход продуваемого газового потока, прошедшего через движитель:

$$m_г = \rho \cdot F_{H_{пр}} \cdot V_п \ , \qquad (7)$$

где ρ – плотность продуваемого газового потока, набегающего на продуваемый профиль.

Набегающий на зону заторможенного потока, рис. 2, б, поз.1, продуваемый газовый поток претерпевает сжатие до $P_н^*$ только по сечению К-К, в любом другом сечении, параллельном К-К, продуваемый газовый поток сжимается до меньших значений, но при этом продуваемый газовый поток ускоряется. Совместное действие текущего статического давления заторможенного продуваемого газового потока и его кинетической энергии поддерживает параболическую форму зоны заторможенного потока, рис. 2, б, поз.1, со статическим давлением $P_н^*$ по всей параболической поверхности последней.

Таким образом, продуваемый газовый поток сечением К-К разделяется на два равных потока, обтекающих спинку и корытце продуваемого профиля. Поскольку траектория движения продуваемого газового потока по спинке продуваемого профиля длиннее аналогичной по корытцу продуваемого профиля, а уравнение непрерывности струи остается в силе, то осевая скорость

продуваемого газового потока по спинке продуваемого профиля будет выше аналогичной по корытцу продуваемого профиля, что регламентируется, в первую очередь, характером изменения статических давлений продуваемого газового потока по спинке, рис. 9. 2, в, поз.3, и по корытцу продуваемого профиля, рис. 9. 2, в, поз.2. Характер изменения осевых скоростей по спинке продуваемого профиля представлен на рис. 9. 2, г, поз.3, по корытцу продуваемого профиля представлен на рис. 9. 2, г, поз.2. Графическое дифференцирование кривых поз.2, 3, рис. 9. 2, г, дает характер изменения ускорений продуваемого газового потока, рис. 9. 2, д, из которого следует, что динамические (инерционные) силы в пределах контрольного контура Н-$Н_1$ взаимно компенсируют друг друга, а это, в свою очередь, означает, что скорость продуваемого газового потока никогда не создает тяги, поскольку тяга создается только первичными движущими силами от изменения статических давлений продуваемого газового потока. По сечению К-К мы условно разъединяем продуваемый газовый поток на два потока, обтекающих спинку и корытце продуваемого профиля, и рассматриваем каждый поток отдельно. Естественно, к каждому из рассматриваемых потоков по сечению К-К необходимо приложить реакцию отсоединенного потока. Эта реакция отсоединенного потока обязательно существует, но направлена она, как и вектор C_a, рис. 9. 2, б, перпендикулярно сечению К-К, что дает нулевую реакцию (силу) в осевом направлении. Таким образом, реакция отсоединенного потока в сечении К-К рассматриваемого потока в осевом направлении всегда равна нулю, а тяга любого из потоков, обтекающих продуваемый профиль по спинке и по корытцу, генерируется только первичными силами от изменения статических давлений в зоне К-С, поскольку в зоне реактивной струи С-$Н_1$ согласно закону Бойля-Мариотта, $P_i F_i = \mathrm{const}$, т.е. градиент первичных движущих сил от изменения статических давлений равен нулю. Это означает, что реакция отсоединенного потока на сечение С-С со стороны реактивной струи С-$Н_1$ от первичных движущих сил от изменения статических давлений всегда равна нулю. Реакция отсоединенного потока на сечение С-С со стороны реактивной струи С-$Н_1$ от динамических (инерционных) сил присутствует, однако ее сумма с динамической (инерционной) силой в зоне К-С всегда дает нуль.

На примере потока, обтекающего спинку продуваемого профиля, рассмотрим процесс генерирования тяги, вывод формулы тяги, полетного (тягового) КПД и теоремы о подъемной силе по спинке продуваемого профиля.

Характер изменения первичных движущих сил от изменения статических давлений в зоне К-С по спинке продуваемого профиля представлен на рис. 9. 2, е, поз.3 Площадь геометрической фигуры, заключенной между параболической кривой 3 и осью абсцисс, представляет собой работу первичных движущих сил от изменения статических давлений, именно эту площадь мы заменяем на адекватную прямоугольную площадь, рис. 9. 2, е. Таким образом, подведенная по спинке продуваемого профиля работа первичных движущих сил от изменения статических давлений равна

$$A_{\text{пс}} = P^{*}_{\text{Н}_{\text{срс}}} F_{\text{Н}_{\text{срс}}} \cdot \text{КС}, \qquad (8)$$

где $P^*_{н_{срс}}$ – среднее статическое давление заторможенного потока в зоне К-С по спинке продуваемого профиля, $F_{н_{срс}}$ – площадь газодинамического тракта в среднем сечении по спинке продуваемого профиля, КС – длина зоны К-С.

Подведенная работа $A_{пс}$, формула (8), затрачивается на преодоление работы силы сопротивления

$$A_{сс} = P_с F_{сс} \cdot KC, \tag{9}$$

и на преодоление работы силы тяги

$$A_{Rс} = R_с \cdot KC. \tag{10}$$

Запишем уравнение (8) в общем виде:

$$A_{пс} = A_{сс} + A_{Rс}, \tag{11}$$

откуда

$$R_с = P^*_{н_{срс}} F_{н_{срс}} - P_с F_{сс}. \tag{12}$$

Полетный (тяговый) КПД контура по спинке продуваемого профиля выводим из формулы:

$$\eta_{пс} = \frac{A_{Rс}}{A_{пс}}, \tag{13}$$

откуда

$$\eta_{пс} = \left(1 - \frac{P_с F_{сс}}{P^*_{н_{срс}} F_{н_{срс}}}\right) x100\% \tag{14}$$

Необходимо отметить, что направление вектора тяги $R_с$ всегда противоположно среднему вектору $C_{mс}$ продуваемого газового потока по спинке продуваемого профиля, рис. 9. 2, б, т.е. тяга $R_с$ продуваемого газового потока по спинке продуваемого профиля направлена под углом $\alpha_с$ вниз, при этом отрицательная подъемная сила продуваемого профиля по спинке рассчитывается как:

$$P_с = -R_с \cdot \sin\alpha_с, \text{ или} \tag{15}$$

$$P_с = -\left(P^*_{н_{срс}} F_{н_{срс}} - P_с F_{сс}\right) \cdot \sin\alpha_с, \tag{16}$$

где $\alpha_с$ – это угол между направлением $V_п$ и направлением вектора $R_с$, рис. 9. 2, б.

В этом случае теорема о подъемной силе продуваемого профиля по спинке читается как:

Подъемная сила по спинке продуваемого профиля всегда является функцией от тяги $R_с$, генерируемой по спинке продуваемого профиля и численно равна произведению тяги, генерируемой по спинке продуваемого профиля, на $\sin\alpha_с$.

Проведя аналогичные расчеты для продуваемого газового потока в зоне К-С по корытцу продуваемого профиля, получаем:

$$R_к = P^*_{н_{срк}} F_{н_{срк}} - P_с F_{ск}, \tag{17}$$

$$\eta_{пк} = \left(1 - \frac{P_с F_{ск}}{P^*_{н_{срк}} F_{н_{срк}}}\right) x100\%, \tag{18}$$

$$P_к = R_к \cdot \sin\alpha_к, \text{ или} \tag{19}$$

$$P_к = \left(P^*_{H_{срс}} F_{H_{срк}} - P_c F_{ск}\right) \cdot \sin\alpha_к,\qquad (20)$$

где $R_к$ – тяга продуваемого газового потока по корытцу продуваемого профиля в зоне К-С, $P^*_{H_{срк}}$ – среднее статическое давление заторможенного продуваемого газового потока в сечении Г-Г по корытцу продуваемого профиля в зоне К-С, $F_{H_{срк}}$ – средняя площадь газодинамического тракта продуваемого газового потока в сечении Г-Г по корытцу продуваемого профиля в зоне К-С, $F_{ск}$ – площадь выходного сечения газодинамического тракта по корытцу продуваемого профиля в сечении С-С, $\eta_{пк}$ – полетный (тяговый) КПД по корытцу продуваемого профиля, $P_к$ – подъемная сила по корытцу продуваемого профиля, $\alpha_к$ – угол между направлением $V_п$ и направление вектора $R_к$, рис. 9. 2, б.

В этом случае теорема о подъемной силе по корытцу продуваемого профиля читается как:

Подъемная сила по корытцу продуваемого профиля всегда является функцией от тяги $R_к$, генерируемой по корытцу продуваемого профиля и численно равна произведению тяги, генерируемой по корытцу продуваемого профиля, на $\sin\alpha_к$.

Кинематический анализ показывает, что положительная подъемная сила продуваемого профиля по корытцу существенно превосходит отрицательную подъемную силу по спинке продуваемого профиля, поскольку $P^*_{H_{срк}} F_{H_{срк}} > P^*_{H_{срс}} F_{H_{срс}}$, рис. 9. 2, е.

Векторный анализ показывает, что приведение двух сил тяги $R_с$, $R_к$, к центру тяжести крыла дает дополнительные крутящие моменты $M_{кс}$, $M_{кк}$, направленные противоположно друг другу. При правильно спроектированном крыле самолета подъемная сила P от результирующей тяги $R_р$, рис. 9. 2, а, должна обязательно проходить через центр тяжести крыла, а крутящие моменты противоположного направления $M_{кс}$, $M_{кк}$ должны быть равны. Если это требование не будет соблюдаться, то на крыле будет иметь место дополнительный крутящий момент, который может быть скомпенсирован или выдвижением закрылок, или выдвижением интерцепторов, и то и другое снижает КПД крыла.

Векторный анализ, рис. 9. 2, а, показывает, что результирующая тяга $\overline{R}_р$ продуваемого изолированного профиля единичного размаха является векторной суммой двух векторов $\overline{R}_к$, $\overline{R}_с$

$$\overline{R}_р = \overline{R}_к + \overline{R}_с,\qquad (21)$$

а подъемная сила $\overline{P}$ является функцией от результирующей тяги $R_р$ и равна

$$P = R_р \cdot \sin\alpha,\qquad (22)$$

где α – угол между направлением $V_п$ и направление вектора $\overline{R}_р$, рис. 9. 2, а.

В этом случае теорема о подъемной силе продуваемого изолированного профиля единичного размаха читается как:

Подъемная сила изолированного продуваемого профиля единичного размаха, как движителя на непрерывных потоках, всегда является функцией

от результирующей тяги R_p, генерируемой этим продуваемым профилем, и численно равна произведению результирующей тяги R_p, на $\sin\alpha$.

Подъемную силу продуваемого профиля можно выразить и через $R_т$, поскольку осевая тяга продуваемого профиля $R_т$ равна

$$R_т = P_н F_{H_{пр}} - P_c F_c, \text{ [1], с.19, формула (8)}, \tag{23}$$

где $P_н$ – давление окружающей среды, $F_{H_{пр}}$ – лобовая площадь продуваемого профиля, F_c – суммарная площадь продуваемых потоков по спинке и по корытцу продуваемого профиля в выходном сечении С-С. Подъемная сила Р равна

$$P = R_т \cdot tg\alpha, \tag{24}$$

$$P = \left(P_н F_{H_{пр}} - P_c F_c\right) \cdot tg\alpha, \tag{25}$$

а полетный (тяговый) КПД продуваемого изолированного профиля единичного размаха можно выразить как:

$$\eta_п = \left(1 - \frac{P_c F_c}{P_н\ F_{H_{пр}}}\right) x100\% \tag{26}$$

Таким образом, дополнительно теорему о подъемной силе продуваемого изолированного профиля единичного размаха можно сформулировать в следующем виде:

Подъемная сила изолированного продуваемого профиля единичного размаха, как движителя на непрерывных потоках, всегда является функцией от осевой тяги $R_т$, генерируемой этим продуваемым профилем, и численно равна произведению осевой тяги $R_т$ на tg α.

9. 3. 4. Применение уравнения Эйлера, как контрольного варианта, для вывода формулы тяги продуваемого изолированного профиля единичного размаха, как движителя на непрерывных потоках

Рассмотрим, например, применение уравнения Эйлера для вывода формулы тяги продуваемого газового потока по спинке продуваемого профиля. Для вывода формулы тяги продуваемого профиля с помощью уравнения Эйлера необходимо обе части этого уравнения разделить на Δt с целью перехода на размерность кГ или Н, после чего уравнение Эйлера преобразуется во второй закон И.Ньютона, [2], с.152-153:

$$m_г = \frac{\Delta V}{\Delta t} = m_г a = \sum P_i, \tag{27}$$

где $m_г$ – секундный массовый расход продуваемого газового потока по спинке продуваемого профиля; ΔV – разница осевых скоростей газового потока на выходе, V_2, из трубки тока в зоне К-С и на входе, V_1, в эту же трубку тока; Δt – время импульса внешних сил, действующих на трубку тока в зоне К-С, или время перемещения потока от сечения К до сечения С; $\frac{\Delta V}{\Delta t} = a$ – изменение ускорения продуваемого газового потока в зоне К-С по спинке продуваемого профиля; $m_г a$ – изменение силы инерции продуваемого газового потока по спинке продуваемого профиля в зоне К-С; $\sum P_i$ – сумма всех остальных внешних

сил, действующих на трубку тока в зоне К-С, включая силу тяги R_c продуваемого газового потока по спинке продуваемого профиля, реакции отсоединенных потоков со стороны первичных движущих сил от изменения статических давлений, вторичных динамических-инерционных сил, действующих на сечение К-К снизу, рис. 9. 2, б, от зоны К-С продуваемого газового потока по корытцу продуваемого профиля и справа на сечение С-С от зоны С-H_1.

В этом случае уравнение Эйлера (27) читается только так:

Изменение силы инерции продуваемого газового потока по спинке продуваемого профиля $m_г a$*, которая является одной из внешних сил, действующих на трубку тока в зоне К-С, всегда равняется сумме всех остальных внешних сил, включая силу тяги* R_c *продуваемого газового потока по спинке продуваемого профиля, а также реакции отсоединенных потоков от первичных движущих сил от изменения статических давлений, вторичных динамических-инерционных сил, действующих на сечение К-К снизу, рис. 9. 2. б, от зоны К-С продуваемого газового потока по корытцу продуваемого профиля и на сечение С-С справа от зоны С-*H_1.

Запишем уравнение Эйлера (27) в векторной форме:

$$\overline{m_г a} = \overline{P_{ин1}} + \overline{P_{ин2}} + \overline{P^*_{H_{срс}} F_{H_{срс}}} + \overline{P_c F_{cc}} + \overline{R_c}\,, \qquad (28)$$

где $P_{ин1}$ – реакция отсоединенного потока зоны К-С продуваемого газового потока по корытцу продуваемого профиля от динамических-инерционных сил, которая действует на сечение К-К снизу; $P_{ин2}$ – реакция отсоединенного потока зоны С-H_1 от динамических-инерционных сил, которая действует на сечение С-С справа; R_c – тяга продуваемого газового потока по спинке продуваемого профиля.

Реакция, $P_{ин1}$, отсоединенного потока зоны К-С продуваемого газового потока по корытцу продуваемого профиля от динамических-инерционных сил, которая действует на сечение К-К снизу равна нулю, поскольку сумма динамических-инерционных сил в контрольном контуре К-H_1 продуваемого газового потока по корытцу продуваемого профиля всегда равна нулю.

Реакция, $P_{ин2}$, отсоединенного потока зоны С-H_1 на сечение С-С справа существует и будет учтена в силовом уравнении.

Реакция отсоединенного потока зоны К-С продуваемого газового потока по корытцу продуваемого профиля, действующая на сечение К-К снизу от первичных движущих сил от изменения статических давлений существует и направлена перпендикулярно сечению К-К, поэтому осевая составляющая такой реакции всегда равна нулю.

Реакция отсоединенного потока зоны С-H_1, действующая на сечение С-С справа от первичных движущих сил от изменения статических давлений всегда равна нулю, поскольку в зоне реактивной струи С-H_1, согласно закона Бойля-Мариотта, $P_i F_i$=const. Это означает, что градиент первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока в реактивной струе всегда равен нулю, а сама реактивная струя движется только под действием инерционных сил.

Исходя из характеристик реакций отсоединенных потоков, уравнение Эйлера (28) можно записать как:

$$\overline{m_{г}a} + \overline{P_{ин2}} = \overline{R_{c}} + \overline{P^{*}_{H_{срс}} F_{H_{срс}}} + \overline{P_{c}F_{cc}} \qquad (29)$$

Левая часть этого уравнения является суммой динамических-инерционных сил в пределах контрольного контура К-H_1 по спинке продуваемого профиля, которая всегда равна нулю, тогда в модульной форме

$$0 = -R_{c} + P^{*}_{H_{срс}} F_{H_{срс}} - P_{c}F_{cc} \qquad (30)$$

Откуда

$$R_{c} = P^{*}_{H_{срс}} F_{H_{срс}} - P_{c}F_{cc} \qquad (12)$$

Таким образом, продуваемый изолированный профиль единичного размаха, как движитель на непрерывных потоках, генерирует тягу, полетный (тяговый) КПД, подъемную силу, которые рассчитываются по единым формулам тяги, полетного (тягового) КПД, подъемной силы для всех типов движителей на непрерывных потоках.

Согласно выведенной теореме о подъемной силе продуваемого профиля установлено, что подъемную силу продуваемого профиля всегда нужно рассматривать как функцию от тяги, генерируемой продуваемым профилем, установлено, что все продуваемые профили типа лопастей гребных и воздушных винтов, профилей крыльев самолетов, птиц и др. относятся к движителям прямой реакции, тяга которых должна измеряться только в кГ или Н.

9. 4. Общие выводы, перспективы дальнейших разработок

Содержание данной статьи является краткой теорией крыла самолета, разработанной согласно единой теории движителей на непрерывных потоках. Содержание данной статьи открывает широкие перспективы, прежде всего, ее практического применения, например, для более точного расчета крыльев самолетов, планеров и др. Необходимо отметить, что метод кинематического анализа, заложенный в основу вывода формулы тяги, полетного (тягового) КПД, теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, является основой расчета не только крыльев самолетов, планеров, но и любого движителя, включая ВРД и ракетные движители, согласно уже разработанной единой теории движителей на непрерывных потоках. Поэтому очередная статья будет касаться только ракетных двигателей на предмет вывода их формулы тяги, полетного (тягового) КПД и рекомендации по их проектированию.

ЛИТЕРАТУРА К ГЛАВЕ 9

1. Мамедов, Б. Ш. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Вывод формулы тяги, полетного (тягового) КПД турбореактивных двигателей [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Восточно-Европейский журнал передовых технологий. – 2011. – №4/7(52). – с.15–20

2. Мамедов, Б. Ш. Глава 2. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Вывод формулы тяги, полетного (тягового) КПД, теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, как движителя [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Вісник національного технічного університету "ХПІ". – 2011. – №33. – с.146-153.

3. Шляхтенко, С. М. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей [Текст] / С. М. Шляхтенко, М.: Машиностроение, 1987. – 568с.

4. Казанджан, П. К. Теория авиационных двигателей [Текст] / П. К. Казанджан, Н. Д. Тихонов, А. К. Янко. – М.: Машиностроение, 1983. – 223с.

ГЛАВА 10.
ЕДИНАЯ ТЕОРИЯ ДВИЖИТЕЛЕЙ. ВЫВОД ФОРМУЛ ТЯГИ, ПОЛЕТНОГО (ТЯГОВОГО) КПД РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

10. 1. Введение. Постановка проблемы

Известно, что фундаментальная формула для определения тяги ракетных двигателей (РД), (1), почти полностью совпадает с фундаментальной формулой для определения тяги воздушно-реактивных двигателей (ВРД), (2):

$$R=G_г C_с + (P_с - P_н)F_с, \quad (1)$$

$$R=G_г (C_с – V_п) + (P_с - P_н) F_с, \quad (2)$$

где R – тяга РД или ВРД; $G_г$ – массовый секундный расход газового потока; $C_с$ – осевая скорость газового потока в выходном сечении С-С реактивного сопла; $P_с$ – статическое давление газового потока в выходном сечении С-С реактивного сопла; $P_н$ – давление окружающей среды; $F_с$ – площадь выходного сечения С-С реактивного сопла; $V_п$ – скорость полета.

В теории РД считается, что скорость полета $V_п$ не влияет на тягу РД, поэтому в формуле (1) $V_п$ не учитывается. Если для ВРД $V_п$ =0, то формулы (1), (2) имеют одинаковый вид. Таким образом, в теории РД для определения тяги РД применяется формула (1), которая, как и формула (2), выведена академиком Б. С. Стечкиным в 1929г. в его статье "Теория воздушно-реактивного двигателя".

С позиции уже созданной единой теории движителей на непрерывных потоках тенденция определения тяги РД и ВРД одинаковыми формулами, принятыми в современной теории РД и ВРД, считается правильной, поскольку единая теория движителей на непрерывных потоках уже разработала единые формулы тяги, полетного (тягового) КПД для всех типов движителей на непрерывных потоках, к которым относятся крыло птицы, различные паруса, крылья самолетов и планеров, одинарные контрвращающиеся и спутновращающиеся гребные и воздушные винты, различные типы воздушно-реактивных и ракетных двигателей и др.

Та же самая единая теория движителей на непрерывных потоках уже доказала полную несостоятельность выведенных академиком Б. С. Стечкиным формул тяги, полетного (тягового) КПД для ВРД, [3], с.15-20.

Поэтому кризис современной теории РД, как и кризис современной теории ВРД, основывается не только на неправильном понимании и применении уравнения Эйлера, этот кризис основывается еще и на полном отсутствии правильных фундаментальных формул тяги, полетного (тягового) КПД.

Поэтому проблемой, которая уже решена единой теорией движителей на непрерывных потоках, является создание правильной теории РД, основанной на правильных фундаментальных формулах тяги, полетного (тягового) КПД.

10. 2. Постановка цели

Критика фундаментальной формулы тяги (1), заложенной в основу современной теории ракетных двигателей.

Все типы движителей на непрерывных потоках, включая РД, подчиняются единым законам генерирования тяги, полностью и досконально описанных в современной теории ВРД в ее экспериментальной части, которая является основой, на которую необходимо опираться при определенных теоретических выводах. Проанализируем формулу (1) на предмет ее соответствия экспериментальному опыту современной теории ВРД:

1. Согласно формуле тяги РД (1) при $P_c > P_н$, т.е. при недорасширенных газовых потоках, тяга РД увеличивается. Экспериментальная часть современной теории ВРД этого абсолютно не подтверждает, наоборот, она устанавливает, что при $P_c > P_н$ тяга любого РД, ВРД уменьшается, [2], с.161, рис.6.3 при $\pi_{с.р.} > \pi_{с.расч.}$.

2. Согласно формуле тяги РД (1) увеличение F_c при $P_c > P_н$ приводит к существенному увеличению тяги РД. Экспериментальная часть современной теории ВРД этого абсолютно не подтверждает, наоборот, она устанавливает, что при $P_c > P_н$ увеличение F_c всегда приводит к уменьшению тяги любого РД, см. там же.

3. При $P_c = P_н$ формула тяги РД (1) преобразуется в формулу

$$R = G_г C_c, \tag{3}$$

согласно которой расчет тяги любого РД всегда на 3-7% меньше реальной тяги.

4. Анализ формулы тяги РД (1) показывает, что к слагаемой части $G_г C_c$, которая является импульсом силы тяги с размерностью кГс, прибавляется второе слагаемое $(P_c - P_н)\,F_c$ с размерностью кГ. Такая смесь размерностей в одном выражении в науке не допускается.

Таким образом, формула тяги РД (1) не может быть фундаментальной, поскольку нарушает все законы механики истечения жидкостей и газов. Недостатки формулы тяги РД (1) базируются на неточном применении уравнения Эйлера и полном отсутствии кинематического анализа, поэтому такое основное физическое понятие, как процесс генерирования тяги ракетным двигателем еще не раскрыто.

Ошибочный характер фундаментальной формулы тяги РД (1) привел к созданию ошибочной теоретической части современной теории РД, в которой любые физические процессы, имеющие место в РД, описываются или неправильно, или неточно. Например, такое стратегическое понятие, как процесс генерирования тяги ВРД, РД, преподносится студентам в авиационных ВУЗах, дисциплины ТОВРД, ТОРД, в нулевом, с точки зрения науки, знаний, варианте.

Поэтому целью данной статьи является последовательное раскрытие реального процесса генерирования тяги РД, вывод реальных фундаментальных формул тяги и полетного (тягового) КПД РД, которые послужат основой для создания принципиально новой теории ракетных двигателей.

10. 3. Вывод формулы тяги, полетного (тягового) КПД ракетных двигателей

10. 3.1. *Выбор контрольного контура*

В качестве контрольного контура выбираем зону Н-$Н_1$, рис. 10. 1, где Н – зона невозмущенного потока, начало ускоренного движения частиц газового потока; $Н_1$ – зона невозмущенного потока, конец ускоренного движения частиц газового потока.

Для введения в соответствие с зонами контрольного контура других движителей на непрерывных потоках, например с ТРД, [3, с.18, рис.1, зона К-С], считаем, что сечение зоны невозмущенного потока Н-Н совпадает с сечением К-К, зоной максимального сжатия газового потока в РД, рис. 10. 1.

Таким образом, в РД имеют место только две зоны контрольного контура Н-$Н_1$: К-С – зона ускоряемого газового потока, в которой генерируется тяга РД; С-$Н_1$ – зона реактивной струи.

10. 3. 2. *Характеристика внешних сил, действующих на трубку тока в зоне Н-$Н_1$*

К внешним силам, действующим на трубку тока в зоне Н-$Н_1$, относятся:

1. Первичные движущие силы от изменения статических давлений газового потока, P_iF_i , где P_i – статическое давление газового потока в i-м сечении газодинамического тракта в зоне Н-$Н_1$; F_i– площадь i-го сечения газодинамического тракта в зоне Н-$Н_1$.

2. Вторичные динамические-инерционные силы, $m_г\alpha_i$, где $m_г$ – секундный массовый расход газового потока через РД; α_i– ускорение газового потока в i-м сечении газодинамического тракта в зоне Н-$Н_1$.

3. Сила сопротивления P_cF_c.

4. Гравитационные силы, которые в горизонтальном полете, рис.1, не учитываются.

5. Сила тяги R РД.

Силы трения газового потока о внутренние поверхности РД не учитываем.

Необходимо отметить, что первичной внешней силой является движущая сила от изменения статических давлений, P_iF_i, вторичной внешней силой, которая генерируется только после изменения P_iF_i, является динамическая-инерционная сила, т.е. первична статика, вторична динамика, поэтому вывод формулы тяги РД должен базироваться только на изменении первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока.

10. 3. 3. *Кинематический анализ характера изменения статических давлений, осевых скоростей, ускорений (динамических-инерционных сил), первичных движущих сил*

Вывод формул тяги, полетного (тягового) КПД РД на основе кинематического анализа и правильного применения уравнения Эйлера, как контрольного варианта, проводится впервые.

Основой для вывода формул тяги, полетного (тягового) КПД РД является кинематический анализ характера изменения статических давлений, осевых скоростей, ускорений (динамических-инерционных сил), первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока в пределах контрольного контура Н-$Н_1$.

Контрольным вариантом для вывода формул тяги РД при $V_п \geq 0$ является правильное применение уравнения Эйлера.

На рис. 10. 1 приводятся: а – контрольный контур для вывода формул тяги, полетного (тягового) КПД РД при $V_{п\geq}0$; б – характер изменения статических давлений, осевых скоростей газового потока в пределах контрольного контура Н-$Н_1$ при $V_{п=}0$; в – кинематический анализ характера изменения осевых ускорений – вторичных динамических-инерционных сил на основе графического дифференцирования графика изменения осевых скоростей газового потока в пределах контрольного контура Н-$Н_1$ при $V_{п=}0$; г – кинематический анализ характера изменения первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока в пределах контрольного контура Н-$Н_1$ при $V_{п=}0$.

Кинематический анализ показывает, рис. 10. 1, в, что скорость газового потока никогда не создает тягу РД, поскольку общая сумма вторичных динамических-инерционных сил в пределах контрольного контура Н-$Н_1$ всегда равна нулю. В зоне реактивной струи С-$Н_1$ градиент первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока всегда равняется нулю, поскольку в реактивной струе согласно закона Бойля-Мариотта, $P_iF_i = const$, газовый поток в реактивной струе движется только под действием инерционных сил.

Таким образом, кинематический анализ показывает, что нескомпенсированной зоной первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока, в которой генерируется тяга РД, является зона К-С – зона ускорения газового потока под действием градиента первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока. Площадь геометрической фигуры, заключенной между кривой и осью абсцисс, рис.10. 1, г, заштрихованная зона, представляет собой подведенную к газовому потоку работу первичных движущих сил от изменения статических давлений. Заменяем площадь геометрической фигуры площадью прямоугольника со сторонами $P^*_{Нср}F_{Нср}$, КС, при этом согласно обозначениям, принятым в теории ВРД, критическое сечение ракетного двигателя обозначено сечением Г-Г, поэтому $P^*_{Нср}F_{Нср} = P^*_{кр}F_{кр} = P^*_гF_г$ рис. 10.

Таким образом, подведенная ракетным двигателем к газовому потоку работа равна:

$$A_п = P^*_{Нср}F_{Нср}, \text{ (кГм)} \qquad (4)$$

где $P^*_{Нср}$– среднее статическое давление заторможенного потока в среднем критическом сечении Г-Г РД, рис. 10. 1, $F_{Нср}$– площадь газодинамического тракта в среднем критическом сечении Г-Г; КС – длина зоны К-С. Подведенная ракетным двигателем к газовому потоку работа $A_п$ затрачивается на преодоление работы силы сопротивления

$$A_\alpha = P_c F_c \ KC, \quad (кГм) \tag{5}$$

и на преодоление работы силы тяги РД

$$A_R = R\ KC. \tag{6}$$

Таким образом, можно записать

$$A_п = A_{cc} + A_R, \tag{7}$$

откуда тяга РД определяется формулой

$$R = P^*_{Hср} F_{Hср} - P_c F_c, \text{ при } V_{п=}0\ , \tag{8}$$

$$R' = P^{*/}_{н_{ср}} F_{н_{ср}} - P'_c F_c, \text{ при } V_п > 0\ , \tag{9}$$

где $P^{*/}_{н_{ср}} = P^*_{н_{ср}} \pm \Delta P^*_{н_{ср}}$, $P^*_{н_{ср}} = P^*_г$ – статическое давление заторможенного потока в критическом сечении Г-Г РД при $V_{п=}0$; $P^*_{Hср}F_{Hср}$ – средняя первичная движущая сила от изменения статического давления заторможенного газового потока в критическом сечении Г-Г зоны К-С РД при $V_п = 0$, приведенная к зоне невозмущенного потока Н, P_cF_c– сила сопротивления в выходном сечении С-С реактивного сопла Лаваля РД при $V_{п=}0$; где R' – тяга РД при $V_{п>}0$; $P^{*/}_{н_{ср}}$ – статическое давление заторможенного потока в критическом сечении Г-Г РД при $V_{п>}0$, зависит от $C'_{ср}$ – абсолютной осевой скорости газового потока в критическом сечении Г-Г; $P^{*/}_{н_{ср}} F_{н_{ср}}$ – средняя первичная движущая сила от изменения статического давления газового потока в критическом сечении Г-Г зоны КС РД при $V_{п>}0$, приведенная к зоне невозмущенного потока Н; P'_c – статическое давление газового потока в выходном сечении С-С реактивного сопла РД при $V_{п>}0$; $P'_c F_c$ – сила сопротивления в выходном сечении С-С реактивного сопла РД при $V_{п>}0$; $\pm\Delta P^*_{н_{ср}}$ - уменьшение силы или приращение статического давления заторможенного потока в сечении Г-Г РД при $V_{п>}0$.

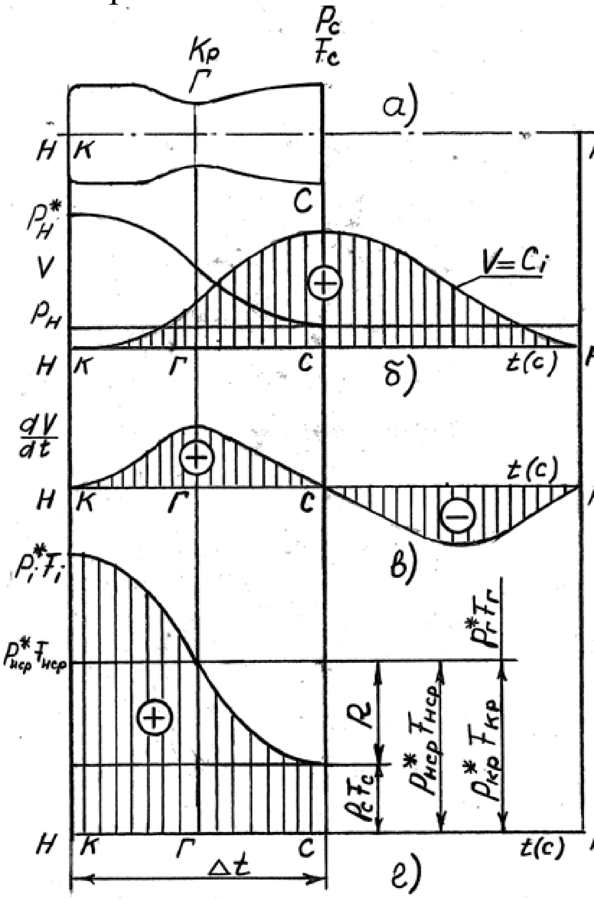


Рис. 10. 1. Кинематический анализ характера статических давлений, осевих скоростей, ускорений (вторичных динамических-инерционных сил), первычных сил от изменения статических давлений газового потока в пределах контрольного контура Н-Н1 для вывода формул тяги, полетного (тягового) КПД ракетных двигателей

Таким образом, тяга РД или любого движителя на непрерывных потоках, всецело зависит от скорости полета $V_п$ и представляет собой разность между

средней первичной движущей силой в зоне К-С ($P^{*}_{Нср}F_{Нср}$), ($P^{*/}_{н_{ср}}F_{н_{ср}}$) и силой сопротивления (P_cF_c), (P'_cF_c).

Полетный (тяговый) КПД РД определяем из формулы:

$$\eta = \frac{A_R}{A_п}, \tag{10}$$

откуда

$$\eta_т = \left(1 - \frac{P_cF_c}{P^{*}_{н_{ср}}F_{н_{ср}}}\right) x100\%, \text{ при } V_{П}=0, \tag{11}$$

$$\eta_п = \left(1 - \frac{P'_cF_c}{P^{*/}_{н_{ср}}F_{н_{ср}}}\right) x100\%, \text{ при } V_{П}>0, \tag{12}$$

где $\eta_т$ – тяговый КПД РД при $V_{П}=0$; $\eta_п$ – полетный (тяговый) КПД РД при $V_{П}>0$.

10. 4. Применение уравнения Эйлера, как контрольного варианта, для вывода формулы тяги РД

Для вывода формулы тяги РД с помощью уравнения Эйлера необходимо обе части этого уравнения разделить на Δt с целью перехода на размерность кГ или Н, после чего уравнение Эйлера имеет вид второго закона И.Ньютона

$$m_г = \frac{\Delta V}{\Delta t} = m_г a = \sum P_i, \tag{13}$$

где $m_г$ – секундный массовый расход газового потока через трубку тока в зоне К-С, рис. 10. 1; ΔV – разница абсолютной осевой скорости газового потока на выходе V_2 (сечение С-С) и на входе V_1 (сечение К-К) в трубку тока в зоне К-С, V_1 для РД равно нулю; Δt – время импульса внешних сил, действующих на трубку тока в зоне К-С, или время перемещения потока от сечения 1 (К-К) до сечения 2 (С-С); $\frac{\Delta V}{\Delta t} = a$ – изменение ускорения газового потока в рассматриваемой трубке тока в зоне К-С; $m_г a$ – изменение силы инерции газового потока в зоне К-С, которая является одной из внешних сил, действующих на трубку тока в зоне К-С; $\sum P_i$ – сумма всех других внешних сил, включая силу тяги R РД, реакции отсоединенных потоков, которые действуют на трубку тока в зоне К-С.

В этом случае уравнение Эйлера (13) читается только так: *Изменение силы инерции газового потока* $m_г a$, *которая является одной из внешних сил, действующих на трубку тока в зоне К-С, всегда равняется сумме всех остальных внешних сил, включая силу тяги R РД, а также реакции отсоединенных потоков от первичных движущих сил от изменения статических давлений и вторичных динамических-инерционных сил, действующих на сечение С-С справа от зоны С-*H_1.

Запишем уравнение Эйлера (13) в векторной форме:

$$\overline{m_г a} = \overline{P_{ин1}} + \overline{P^{*}_{н_{ср}}F_{н_{ср}}} + \overline{P_cF_c} + \overline{R}, \tag{14}$$

где $P_{ин1}$ – реакция отсоединенного потока реактивной струи С-H_1 от динамических-инерционных сил, действующих на сечение С-С справа.

Реакция отсоединенного потока реактивной струи С-H_1, которая действует на сечение С-С со стороны градиента первичных движущих сил от изменения статических давлений, всегда равна нулю, поэтому уравнение Эйлера (14) можно записать как:

$$\overline{m_г a} + \overline{P_{uн1}} = \overline{R_c} + \overline{P^*_{H_{cp}} F_{H_{cp}}} + \overline{P_c F_c} \,. \qquad (15)$$

Левая часть этого уравнения является суммой вторичных динамических-инерционных сил в пределах контрольного контура Н-H_1, которая всегда равняется нулю, тогда в модульной форме:

$$0=-R + P^*_{Hcp}F_{Hcp} - P_cF_c, \qquad (16)$$

$$R = P^*_{Hcp}F_{Hcp} - P_cF_c \text{ при } V_{п=}0, \qquad (8)$$

$$R' = P^{*/}_{H_{cp}} F_{H_{cp}} - P'_c F_c \text{ при } V_{п>}0. \qquad (9)$$

10. 5. Общие выводы, перспективы дальнейших разработок

Таким образом, выведенные на основе кинематического анализа фундаментальные формулы тяги РД (8), (9) и полетного (тягового) КПД (11), (12) полностью соответствуют экспериментальной части современной теории воздушно-реактивных двигателей и дают принципиально новое направление технического мышления о процессе генерирования тяги всеми движителями на непрерывных потоках, дают возможность очень просто разбираться и объяснять любые физические процессы, которые имеют место в любом РД, ВРД и др. движителях, дают возможность существенно упростить методику расчета РД путем введения точных исходных данных по $P^*_{Hcp}F_{Hcp}$ (сечение Г-Г), $P_{c,}$ F_c (сечение С-С), которые рассчитываются по заданной тяге РД согласно формул (8), (9).

Установлено, что тяга любого движителя на непрерывных потоках, включая РД, всецело зависит от скорости полета и рассчитывается по единым формулам тяги и полетного (тягового) КПД (8), (9), (11), (12).

Сопла Лаваля, применяемые в РД, имеют очень большую площадь F_c в выходном сечении С-С, что снижает тягу и КПД РД за счет наличия завышенной силы сопротивления $P_c\,F_c$.

С позиции уже разработанной единой теории движителей на непрерывных потоках для увеличения тяги и КПД РД необходимо переходить на сужающиеся выходные (реактивные) сопла с расположением выходного сечения С-С в зоне перерасширенного газового потока, обеспечивая при этом минимальное $P_c\,F_c$, максимальную тягу и КПД РД, формулы (8), (9), (11), (12).

Без всякого сомнения, ошибочные фундаментальные формулы тяги (1), (2), заложенные в основу современной теории РД и ВРД, повлекли за собой ошибочное описание принципа работы РД и ВРД, ошибочное описание многих физических процессов, имеющих место при работе РД и ВРД.

Поэтому перспектива дальнейших разработок будет связана, в первую очередь, с описанием правильного принципа работы РД и ВРД, а затем и правильного описания различных процессов, имеющих место при работе РД и ВРД.

ЛИТЕРАТУРА К ГЛАВЕ 10

1. Мелькумов, Т. М. Ракетные двигатели [Текст] / Т. М. Мелькумов, Н. И. Мелик-Пашаев, П. Г. Чистяков, А. Г. Шиуков. – М.: Машиностроение, 1968г., – 511с.

2. Шляхтенко, С. М. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей [Текст] / С. М. Шляхтенко, М.: Машиностроение, 1987. – 568с.

3. Мамедов, Б. Ш. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Вывод формулы тяги, полетного (тягового) КПД турбореактивных двигателей [Текст] / Б. Ш. Мамедов / Восточно-Европейский журнал передовых технологий. – 2011. - № 4/7(52). - С.15–20

ГЛАВА 11.
ЕДИНАЯ ТЕОРИЯ ДВИЖИТЕЛЕЙ НА НЕПРЕРЫВНЫХ ПОТОКАХ. КРАТКАЯ ТЕОРИЯ ОДНОРЯДНЫХ ГРЕБНЫХ ВИНТОВ

11. 1. Введение, постановка проблемы

В своей статье "Вихревая теория гребного винта", 1912г., профессор Н. Е. Жуковский приводит вывод теоремы о подъемной силе продуваемого профиля:

$$P = \rho\omega_{\infty}\Gamma, \tag{1}$$

где

$$\Gamma = t\Delta W_u, \text{ [1, с.53-55]}, \tag{2}$$

где ρ – плотность продуваемого потока, ω_{∞} – скорость продуваемого потока в бесконечности, Γ –циркуляция скорости продуваемого потока вокруг профиля, t –расстояние между продуваемыми профилями, ΔW_u – циркуляция скорости продуваемого потока вокруг профиля, [1, с.55, рис.2.25].

Основной ошибкой профессора Н. Е. Жуковского, которую он допустил при выводе теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, формула (1), является введение такого ошибочного понятия, как циркуляция, $\tilde{A} = t\Delta W_u$, поскольку при правильно организованном рабочем процессе обтекания продуваемого профиля, например, лопасти гребного винта, по корытцу и по спинке лопасти имеет место ламинарное обтекание продуваемого потока и ни о какой циркуляции потока вокруг продуваемого профиля лопасти гребного винта не может быть и речи. Циркуляцию, или "присоединенный вихрь" профессор Н. Е. Жуковский наблюдал только при наличии отрыва продуваемого потока от спинки продуваемого профиля, зона Н-С-Н, [2, с.3-7, рис.1].

Выведенная профессором Н.Е.Жуковским теорема о подъемной силе продуваемого профиля, формула (1), не выдерживает критики с любых позиций. Например, проверим формулу (1) на предмет ее соответствия экспериментальным данным той же самой современной теории воздушно-реактивных двигателей, куда она, формула (1), заложена в качестве фундаментальной.

Согласно теореме о подъемной силе продуваемого профиля, формула (1), максимальное давление продуваемого потока на корытце продуваемого профиля находится там, где циркуляция, $\tilde{A} = t\Delta W_u$, максимальна, т.е. на выходной кромке продуваемого профиля, а нулевое давление продуваемого потока находится там, где циркуляция, $\tilde{A} = t\Delta W_u$, равна нулю, т.е. на входной кромке продуваемого профиля, поскольку на входной кромке $\Delta W_u = 0$, т.е. эпюра давлений по корытцу продуваемого профиля, согласно Н. Е. Жуковскому, имеет максимальное значение на выходной кромке продуваемого профиля и нулевое на входной кромке продуваемого профиля, формируя, таким образом, градиент давлений, направленный против потока, что противоречит всем законам механики истечения жидкостей и газов и экспериментальная часть современной теории ВРД четко это подтверждает, она гласит, что

максимальное давление продуваемого потока на корытце продуваемого профиля находится в зоне входной кромки и это давление постепенно уменьшается по мере перемещения продуваемого потока к выходной кромке продуваемого профиля, формируя, таким образом, градиент давлений, направленный по потоку, [1, с.68, рис.3.3], что соответствует всем законам механики истечения жидкостей и газов.

Поэтому физическая основа процесса генерирования подъемной силы продуваемого профиля на основе циркуляции, ($\tilde{A} = t\Delta W_u$), объяснена профессором Н.Е.Жуковским ошибочно, а теорема о подъемной силе продуваемого профиля, формула (1), выведенная в его статье "Вихревая теория гребного винта" в 1912г., нарушает все законы механики истечения жидкостей и газов и не может быть фундаментальной ни для какой теории.

Необходимо отметить, что профессор Н. Е. Жуковский работал над своей статьей "Вихревая теория гребного винта" во времена, 1906-1912г.г., когда самолетостроение только зарождалось, когда научному миру не были известны такие понятия, как углы атаки, зоны отрыва продуваемого потока по корытцу и спинке продуваемого профиля, генерирующие неустойчивую работу, вибрации, флаттер самолета, поэтому его статью, в которой он приводит вывод теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, формула (1), необходимо рассматривать как первый, но ошибочный шаг на пути познания человеком такого сложнейшего теоретического и физического понятия, как процесс генерирования тяги и подъемной силы продуваемым профилем, как движителем.

Поэтому перед уже созданной единой теорией движителей на непрерывных потоках стояла проблема создания правильной теории гребного винта, которая, как в капле воды, отражала бы единую теорию движителей на непрерывных потоках, включая правильную теорию воздушно-реактивных двигателей, в которой проведена тесная связь между теорией и экспериментом, [3, с.15-20], [4, с.146-153], [5, с.11-20], [6, с.11-17] и др.

11. 2. Применение кинематического анализа для вывода формулы тяги, полетного (тягового) КПД, теоремы о подъемной силе продуваемого профиля лопасти гребного винта. Постановка цели (задания)

Применение кинематического анализа характера изменения статических давлений, осевых скоростей, ускорений (вторичных динамических-инерционных сил), первичных движущих сил от изменения статических давлений водно-газового потока в пределах контрольного контура Н-$Н_1$ для вывода формул тяги, полетного (тягового) КПД, теоремы о подъемной силе продуваемого профиля лопасти гребного винта, как движителя на непрерывных потоках, проводится впервые, а принятая терминология соответствует терминологии современной теории воздушно-реактивных двигателей.

11. 2. 1. Выбор контрольного контура

Продуваемый миделевый профиль лопасти гребного винта вращается по миделевому радиусу относительно оси гребного винта с окружной скоростью

U. Применив теорему о плоско-параллельном перемещении частиц водно-газовой смеси, строим треугольник скоростей частиц водно-газовой смеси на входной кромке продуваемого профиля лопасти гребного винта, сечение В-В. При вращении лопасти гребного винта по ее корытцу генерируется зона заторможенного потока 1, в которой все частицы водно-газовой смеси перемещаются к выходной кромке продуваемого профиля, сечение С-С, при этом на входной кромке генерируется разрежение, которое инжектирует (всасывает) водно-газовый поток от сечения Н-Н. Под действием разрежения, которое генерируется в зоне Н-В, из воды выделяются пузырьки растворенного газа, образуется водно-газовая смесь, которая полностью подчиняется всем законам механики истечения жидкостей и газов. Сечение Н-Н называется зоной невозмущенного потока, с которой начинается контрольный контур, или сечение Н-Н – это начало ускоренного движения частиц водно-газовой смеси. Таким образом, контрольный контур ограничиваем слева сечением Н-Н, справа сечением H_1-H_1 – это сечение, которое характеризует конец ускоренного движения частиц водно-газовой смеси.

Зона заторможенного потока, рис. 11. 1, поз.1, характеризуется зоной сжатия водно-газовой смеси В-К, в которой градиент статических давлений направлен против потока, и зоной ускоренного движения частиц водно-газовой смеси К-С, в которой градиент статических давлений направлен по потоку, или, другими словами, зона К-С – это реактивное сопло, в котором генерируется тяга продуваемого профиля лопасти гребного винта. При этом необходимо отметить, что внешний вид зоны заторможенного потока, рис. 11. 1, поз.1, характер распределения статических давлений в этой зоне полностью соответствует экспериментальным данным современной теории воздушно-реактивных двигателей по продуваемым профилям, [1, с.68, рис.3.3], где четко и ясно показано, что максимальное давление продуваемого газового потока (водно-газовой смеси) по корытцу продуваемого профиля находится в зоне входной кромки продуваемого профиля, и это максимальное давление продуваемого потока постепенно уменьшается по мере перемещения потока к выходной кромке продуваемого профиля, что полностью соответствует всем законам механики истечения жидкостей и газов.

На рис. 11. 1 представлено:

а – продуваемый профиль лопасти гребного винта по миделю;

б – кинематический анализ характера изменения статических давлений, осевых скоростей продуваемого потока в пределах контрольного контура Н-H_1;

в – кинематический анализ характера изменения осевых ускорений (вторичных динамических-инерционных сил) в пределах контрольного контура Н-H_1;

г – кинематический анализ характера изменения первичных движущих сил от изменения статических давлений продуваемого потока в пределах контрольного контура Н-H_1.

Положение зоны невозмущенного потока Н-Н регламентируется режимом работы лопасти гребного винта, при увеличении оборотов гребного винта сечение Н-Н удаляется от сечения В-В, при уменьшении оборотов гребного

винта сечение Н-Н приближается к сечению В-В. При работе гребного винта по корытцу продуваемой лопасти всегда генерируется зона заторможенного потока, рис. 11. 1, поз.1, которая регламентирует следующие зоны и сечения контрольного контура Н-$Н_1$ при скорости перемещения гребного винта, равной нулю:

Н-Н – сечение невозмущенного потока, регламентирующее равенство площадей (работ первичных сил) геометрических фигур, рис. 11. 1, поз.2,3.

Н-В – зона ускоряемого водно-газового потока.

В-К – зона сжатия продуваемого водно-газового потока, в которой градиент статических давлений направлен против потока.

К-С – зона ускоряемого водно-газового потока, в которой градиент статических давлений направлен за потоком, или зона К-С – это реактивное сопло, в котором генерируется тяга продуваемого профиля лопасти гребного винта.

С-С – выходное сечение реактивного сопла К-С, регламентирующее силу сопротивления P_cF_c, где P_c – статическое давление продуваемого потока в сечении С-С, F_c – площадь выходного сечения реактивного сопла К-С.

С-$Н_1$ – зона выходящей струи, в которой градиент статических давлений направлен по потоку, если $P_c > P_í$ (недорасширенный водно-газовый поток), в которой градиент статических давлений равен нулю, если $P_c = P_í$ (нормально расширенный водно-газовый поток), в которой градиент статических давлений направлен против потока, если $P_c < P_í$ (перерасширенный водно-газовый поток), где $P_í$ –давление окружающей среды, регламентируемое глубиной погружения гребного винта в воду. При этом в выходящей водно-газовой струе вне зависимости от величины P_c, согласно закона Бойля-Мариотта, $P_i F_i = const$.

$Н_1$-$Н_1$ – сечение невозмущенного потока, в котором ускорение продуваемого водно-газового потока равно нулю.

Зоны контрольного контура Н-$Н_1$ продуваемого профиля лопасти гребного винта полностью совпадают с зонами контрольного контура Н-$Н_1$ турбореактивного двигателя, [3, с.18, рис.1], крыла птицы, [5, с.14, рис.1] и других движителей на непрерывных потоках. Согласно единой теории движителей на непрерывных потоках процесс генерирования тяги всеми типами движителей одинаков. Поэтому методика вывода формул тяги, полетного (тягового) КПД лопасти гребного винта ничем не будет отличаться от аналогичной для турбореактивных двигателей, а методика вывода теоремы о подъемной силе продуваемого профиля лопасти гребного винта ничем не будет отличаться от аналогичной для крыла птицы и др. движителей, т.е. единая теория движителей разработала единые, общие для всех типов движителей на непрерывных потоках формулы тяги, полетного (тягового) КПД, теорему о подъемной силе продуваемого профиля.

11. 2. 2. Характеристика внешних сил, действующих на трубку тока в зоне контрольного кон тура Н-Н$_1$ лопасти гребного винта

При характеристике внешних сил, действующих на трубку тока в зоне контрольного контура Н-Н$_1$ необходимо учитывать, что всегда первична статика, а вторична динамика.

К внешним силам, действующим на трубку тока в зоне Н-Н$_1$, относятся:

1. Первичные движущие силы от изменения статических давлений, P_iF_i, где P_i – статическое давление продуваемого водно-газового потока в i-м сечении газодинамического тракта в пределах контрольного контура Н-Н$_1$; F_i – площадь i-го сечения газодинамического тракта в пределах контрольного контура Н-Н$_1$.

2. Вторичные движущие силы от изменения динамических-инерционных сил, $m_г a_i$, где $m_г$ – массовый секундный расход водно-газового потока через лопасть гребного винта, a_i – ускорение водно-газового потока в i-м сечении газодинамического тракта в пределах контрольного контура Н-Н$_1$.

3. Силы сопротивления – это силы, которые направлены против потока и к которым могут относиться как первичные движущие силы от изменения статических давлений, например, в зоне В-К, динамические-инерционные силы, когда сила инерции направлена против потока, так и сила сопротивления P_cF_c.

4. Сила тяги R лопасти гребного винта.

5. Гравитационные силы продуваемого водно-газового потока, которые при горизонтальном перемещении не учитываются.

Силы трения водно-газового потока о поверхность лопасти гребного винта не учитываем.

Таким образом, в контрольном контуре Н-Н$_1$ рассматривается замкнутая система всех внешних сил, действующих на трубку тока в зоне Н-Н$_1$, т.е. векторная сумма всех внешних сил в пределах контрольного контура Н-Н$_1$ всегда равна нулю, замыкает векторный силовой многоугольник, в нашем случае линия, всегда тяга лопасти гребного винта.

Замкнутая система внешних сил, отражая единый Закон сохранения энергии, предусматривает и равенство работ всех внешних сил, направленных по потоку и против потока. При наличии кинематического анализа работа любых внешних сил условно изображается площадью соответствующих геометрических фигур, например, работа вторичных динамических-инерционных сил, направленных против потока, условно изображается двумя геометрическими фигурами со знаком "плюс", направленных по потоку условно изображается двумя геометрическими фигурами со знаком "минус", рис. 11. 1, в. Согласно Закону сохранения энергии, сумма площадей геометрических фигур со знаком "плюс" всегда равна сумме площадей геометрических фигур со знаком "минус", т.е. векторный силовой многоугольник, в нашем случае линия, всегда должен быть замкнутым для вторичных динамических-инерционных сил. То же самое касается и первичных движущих сил от изменения статических давлений водно-газового потока в пределах контрольного контура Н-Н$_1$, например, работа первичных сил и сил сопротивлений (R, P_cF_c), направленных против потока, условно изображается

геометрическими фигурами со знаком "минус", к которым относятся работа первичных сил в зоне

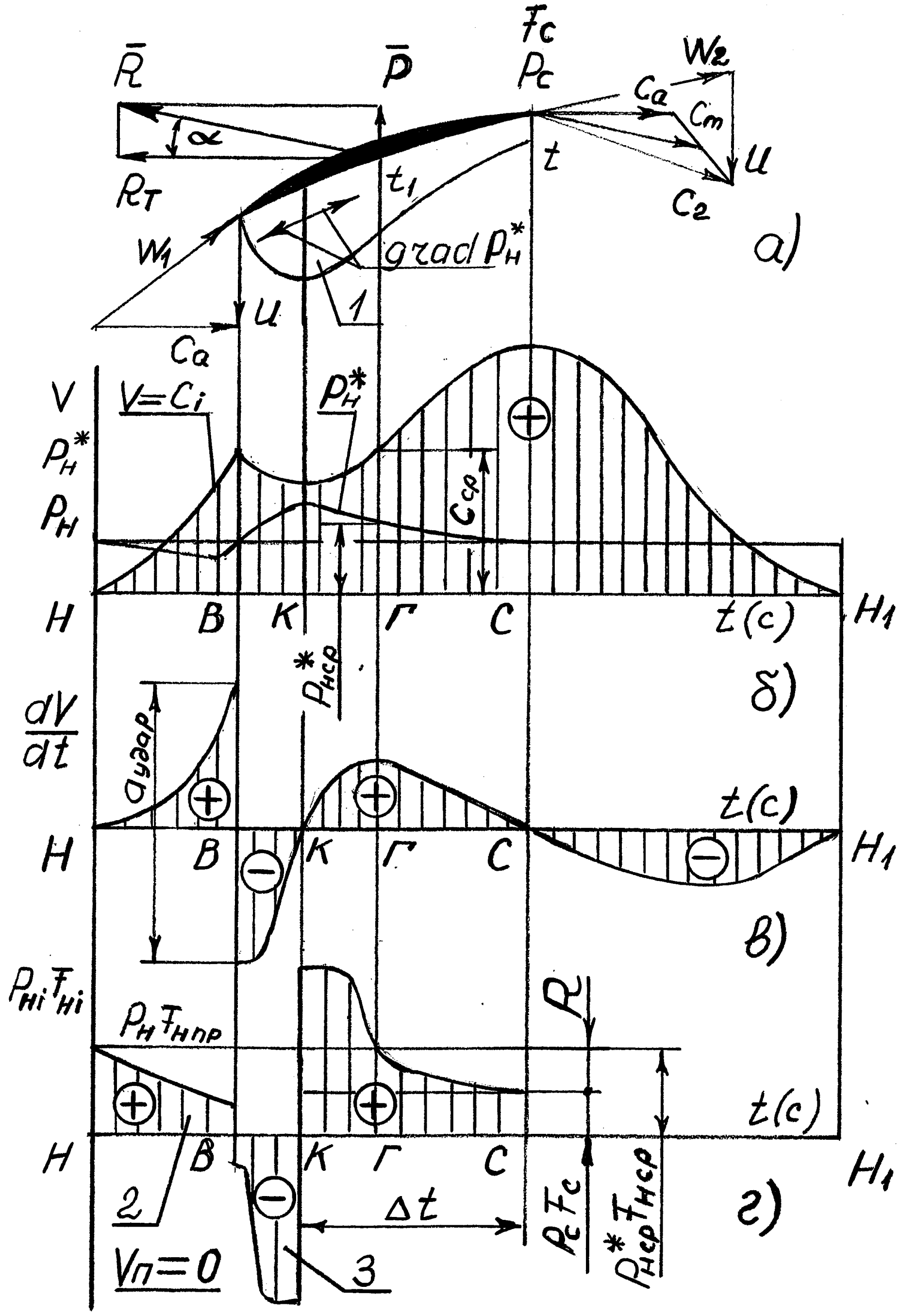


Рис. 11. 1. Кинематический анализ характера изменения статических давлений, осевых скоростей, ускорений (вторичных движущих динамических-инерционных сил), первичных движущих сил от изменения статических давлений продуваемого водно-газового потока для вывода формул тяги, полетного (тягового) КПД, теоремы о подъемной силе продуваемого профиля лопасти гребного винта

В-К, в зоне К-С для силы тяги лопасти гребного винта R и силы сопротивления P_cF_c, работа первичных сил, направленных за потоком, условно изображается геометрическими фигурами со знаком "плюс", к которым относятся работа первичных сил в зоне Н-В, в зоне К-С, рис. 11. 1, г. Согласно

Закону сохранения энергии сумма площадей геометрических фигур для первичных сил со знаком "плюс" всегда равна сумме площадей геометрических фигур со знаком "минус", т.е. векторный силовой многоугольник, в нашем случае линия, всегда должен быть замкнутым, при этом замыкающим вектором силового многоугольника (линии) для первичных сил и сил сопротивления будет являться тяга R лопасти гребного винта.

На основании вышеизложенного, уже созданная единая теория движителей на непрерывных потоках ставила своей целью (заданием) создать новую теорию гребного винта на основе вывода принципиально новых фундаментальных формул тяги, полетного (тягового) КПД и теоремы о подъемной силе продуваемой лопасти гребного винта.

11. 3. Кинематический анализ характера изменения статических давлений, осевых скоростей, ускорений (динамических-инерционных сил), первичных движущих сил от изменения статических давлений продуваемого водно-газового потока для вывода формул тяги, полетного (тягового) КПД, теоремы о подъемной силе продуваемой лопасти гребного винта

Кинематический анализ, приведенный на рис. 11. 1, показывает, что при вращении лопасти гребного винта перед входной кромкой, сечение В-В, генерируется разрежение и частицы водно-газового потока с некоторого сечения Н-Н, которое называется зоной невозмущенного потока, начинают перемещаться к сечению В-В с нарастающим ускорением, рис. 11, в. При достижении входной кромки лопасти гребного винта водно-газовый поток сжимается, его осевая скорость уменьшается, а статическое давление, наоборот, увеличивается. Процесс сжатия водно-газовой смеси осуществляется до сечения К-К, после которого водно-газовый поток в зоне К-С ускоряется, зона К-С при этом является реактивным соплом, в котором генерируется тяга R лопасти гребного винта.

При этом необходимо отметить, что вектор тяги R, который генерируется лопастью гребного винта, всегда противоположен среднему вектору C_m, рис. 11, 1, а, и составляет определенный угол α к горизонту или к оси вращения гребного винта, разложение вектора тяги R на две составляющие, $R_т$, P, где P – это подъемная сила, генерируемая лопастью гребного винта, дает возможность сформулировать теорему о подъемной силе продуваемой лопасти гребного винта.

Кинематический анализ показывает, что касательная к любой точке кривой, характеризующей изменение осевых скоростей водно-газового потока в зоне Н-В, имеет определенный угол наклона α к горизонту, при этом tgα, условно характеризующий ускорение водно-газового потока, с увеличением осевой скорости последнего растет и имеет положительное значение. В сечении В-В tgα мгновенно меняет свое значение на отрицательное, что является свидетельством наличия в сечении В-В так называемой кинематической зоны жесткого (упругого) удара, сила которого прямо пропорциональна произведению секундной массы водно-газового потока на ускорение удара, рис.

11. 1,в, генерируя в окружающее пространство мощные ударные волны в колебательном режиме, что является основным недостатком всех гребных винтов, регламентируя окружную скорость на лопастях гребных винтов не более 40м/с.

Кинематический анализ показывает, что вторичные динамические-инерционные силы в пределах контрольного контура Н-$Н_1$ дают общую сумму, равную нулю, или, другими словами, суммарная работа вторичных динамических-инерционных сил в пределах контрольного контура Н-$Н_1$ всегда равна нулю, рис. 11. 1, в. Графически это выражается в том, рис. 11. 1, в, что площадь геометрических фигур, условно отражающих работу вторичных динамических-инерционных сил со знаком "плюс" всегда равны площади геометрических фигур со знаком "минус".

Исходя из этого кинематический анализ делает следующий вывод:

Изменение скорости продуваемого водно-газового потока, обтекающего продуваемую лопасть гребного винта в пределах контрольного контура Н-$Н_1$, генерирует динамические-инерционные силы, сумма которых в пределах контрольного контура Н-$Н_1$ всегда равна нулю, это означает, что скорость продуваемого потока никогда не создает тягу движителя. Тяга любого движителя на непрерывных потоках создается только положительной работой первичных движущих сил от изменения статических давлений продуваемого потока в зоне К-С, поскольку положительная работа первичных сил в зоне К-С, рис. 11.1, г, полностью компенсируется отрицательной работой силы тяги R движителя и отрицательной работой силы сопротивления P_cF_c.

Кинематический анализ показывает, что к основным недостаткам одинарных гребных винтов относятся:

1. Повышенная децибельная характеристика, которая регламентируется ударными волнами, генерируемыми в кинематической зоне жесткого (упругого) удара, рис.11.1, в, сечение В-В.

2. Наличие кинематической зоны жесткого (упругого) удара, рис. 11.1, в, сечение В-В.

3. Низкая окружная скорость вращения гребных винтов, что регламентируется п.2.

4. Закрутка потока на выходе из лопасти гребного винта.

5. Отклонение вектора тяги R лопасти гребного винта от оси вращения на угол α.

Кинематический анализ показывает также, что отрицательная работа первичных движущих сил от изменения статических давлений продуваемого водно-газового потока в зоне В-К полностью компенсируется положительной работой первичных движущих сил от изменения статических давлений продуваемого потока в зоне Н-В.

Таким образом, нескомпенсированной зоной работы первичных движущих сил от изменения статических давлений продуваемого водно-газового потока, в которой генерируется тяга продуваемой лопасти гребного винта, является зона К-С. Работа, подведенная к продуваемому водно-газовому потоку в зоне К-С, численно равна площади геометрической фигуры, ограниченной

параболической кривой и осью абсцисс, заштрихованная зона со знаком "плюс". Площадь этой геометрической фигуры равна площади прямоугольника со сторонами $P^{*}_{н_{ср}} F_{н_{ср}}$, КС. Поэтому, с учетом соответствующих масштабов, можно записать, что работа в зоне К-С равна

$$А_{п} = Р^{*}_{нср} F_{нср} \cdot КС, \text{ (кГ·м)}, \tag{3}$$

где КС равно перемещению потока за время Δt, рис. 11. 1, г.

Подведенная к продуваемому водно-газовому газовому потоку в зоне К-С работа $А_п$ затрачивается на преодоление работы силы сопротивления

$$А_{сс} = Р_{с} F_{с} \cdot КС, \text{ (кГ·м)}, \tag{4}$$

и на преодоление работы силы тяги лопасти гребного винта:

$$А_{R} = R \cdot КС, \text{ (кГ·м)}. \tag{5}$$

Таким образом, можно записать:

$$А_{п} = А_{сс} + А_{R}, \text{ или} \tag{6}$$

$$Р^{*}_{нср} F_{нср} \cdot КС = Р_{с} F_{с} \cdot КС + R \cdot КС, \tag{7}$$

откуда:

$$R = Р^{*}_{нср} F_{нср} - Р_{с} F_{с}, \text{ при } V_{п} = 0, \tag{8}$$

$$R' = P^{*/}_{нср} F'_{нср} - P'_{c} F'_{c}, \text{ при } V_{п} > 0, \tag{9}$$

где

$$P^{*'}_{нср} = P^{*}_{нср} \pm P^{*}_{нср},$$

где $\pm P^{*}_{нср}$ приращение или уменьшение среднего статического давления заторможенного водно-газового потока в среднем сечении Г-Г газодинамического тракта при $V_{п} > 0$, рис. 11.1.

Любое изменение скорости полета влечет за собой изменение всех пяти параметров, входящих в формулы тяги (8), (9) продуваемой лопасти гребного винта.

Таким образом, векторный силовой многоугольник, в нашем случае линия, согласно уравнений (8), (9), всегда замыкается вектором тяги R, R' продуваемой лопасти гребного винта.

Полетный (тяговый) КПД продуваемой лопасти гребного винта определяется из уравнения

$$\eta_{п} = \frac{А_{R}}{А_{п}}, \text{ откуда} \tag{10}$$

$$\eta_{m} = \left(1 - \frac{P_{c} F_{c}}{P^{*}_{нср} F_{нср}}\right) \cdot 100\%, \text{ при } V_{п} = 0 \tag{11}$$

$$\eta_{n} = \left(1 - \frac{P'_{c} F'_{c}}{P^{*/}_{нср} F'_{нср}}\right) \cdot 100\%, \text{ при } V_{п} > 0 \tag{12}$$

Необходимо отметить, что направление вектора тяги R продуваемой лопасти гребного винта всегда противоположно вектору средней скорости C_m, рис.1а, и всегда составляет определенный угол α с направлением скорости полета $V_п$, поэтому теорема о подъемной силе продуваемой лопасти гребного винта описывается уравнением:

$$Р = R \cdot \sin\alpha, \text{ откуда} \tag{13}$$

$$Р = (Р^{*}_{нср} F_{нср} - Р_{с} F_{с}) \cdot \sin\alpha, \text{ при } V_{п} = 0 \tag{14}$$

$$P' = (P^{*/}_{нср}F'_{нср} - P'_cF'_c)\cdot\sin\alpha'\text{, при } V_п > 0 \qquad (15)$$

Поэтому теорему о подъемной силе продуваемой лопасти гребного винта можно сформулировать следующим образом:

Подъемная сила продуваемой лопасти гребного винта всегда является функцией от тяги, генерируемой продуваемой лопастью и рассчитывается по формулам (13), (14), (15).

Отклонение вектора тяги R, R', генерируемой продуваемой лопастью гребного винта, от оси гребного винта на угол α влияет на конечное значение полетного (тягового) КПД

$$\eta_т = \left(1 - \frac{P_cF_c}{P^*_{нср}F_{нср}}\right)\cdot 100\%\cdot\sin\alpha\text{, при } V_п = 0 \qquad (16)$$

$$\eta_п = \left(1 - \frac{P'_cF'_c}{P^{*/}_{нср}F'_{нср}}\right)\cdot 100\%\cdot\sin\alpha\text{, при } V_п > 0 \qquad (17)$$

В формулах (3) – (17) приняты следующие обозначения:

R – тяга продуваемой лопасти гребного винта при $V_п = 0$;

$P^*_{нср} = P^*_г$ – статическое давление продуваемого водно-газового потока в среднем сечении Г-Г газодинамического тракта зоны К-С, приведенное к зоне невозмущенного потока Н, при $V_п = 0$;

$F_{нср}$ – площадь газодинамического тракта в среднем сечении Г-Г зоны К-С, равная $t_1\cdot l$ при $V_п = 0$, где t_1 – толщина газодинамического тракта в среднем сечении Г-Г, l – длина лопасти гребного винта;

$P_с$ – статическое давление продуваемого водно-газового потока в выходном сечении С-С реактивного сопла зоны К-С при $V_п = 0$;

$F_с$ – площадь газодинамического тракта в выходном сечении С-С реактивного сопла зоны К-С, равная $t\cdot l$, где t – толщина газодинамического тракта в выходном сечении С-С реактивного сопла зоны К-С при $V_п = 0$;

α – угол между направлением вектора тяги R и осью гребного винта при $V_п = 0$;

$\eta_т$ –тяговый КПД продуваемой лопасти гребного винта при $V_п = 0$;

P – подъемная сила продуваемой лопасти гребного винта при $V_п = 0$;

R' – тяга продуваемой лопасти гребного винта при $V_п > 0$;

$P^{*/}_{нср} = P^{*/}_г$ – статическое давление продуваемого водно-газового потока в среднем сечении Г-Г газодинамического тракта зоны К-С , приведенное к зоне невозмущенного потока Н, при $V_п > 0$;

$F'_{нср}$ – площадь газодинамического тракта в среднем сечении Г-Г зоны К-С при $V_п > 0$, равная $t'_1\cdot l$, где t'_1 – толщина газодинамического тракта в среднем сечении Г-Г при $V_п > 0$;

P'_c– статическое давление продуваемого водно-газового потока в выходном сечении С-С реактивного сопла зоны К-С при $V_п > 0$;

α' – угол между направлением вектора тяги R' и осью гребного винта при $V_n > 0$;

η_n –полетный (тяговый) КПД продуваемой лопасти гребного винта при $V_n > 0$;

P' – подъемная сила продуваемой лопасти гребного винта при $V_n > 0$;

11. 3.1. Применение уравнения Эйлера, как контрольного варианта, для вывода формулы тяги продуваемой лопасти гребного винта

Для вывода формулы тяги продуваемой лопасти гребного винта с помощью уравнения Эйлера необходимо обе части этого уравнения разделить на Δt с целью перехода на размерность кГ или Н, после чего уравнение Эйлера преобразуется во второй закон И.Ньютона, [7, с.3-17], [8, с.67-71]:

$$m_г \cdot \frac{\Delta V}{\Delta t} = m_г \cdot a = \sum P_i \, , \qquad (18)$$

где $m_г$ – секундный массовый расход водно-газового потока через продуваемую лопасть гребного винта, площадь сечения этого потока в зоне невозмущенного потока Н, рис. 11. 1, а, регламентируется площадью $F_{Нпр}$, равной лобовой площади продуваемого профиля по направлению вектора W_1, а в зоне заторможенного потока В-С регламентируется площадью газодинамического тракта; ΔV – разница осевых скоростей на выходе, V_2, из трубки тока в зоне К-С (сечение С-С) и на входе, V_1, в эту же трубку тока (сечение К-К); Δt – время импульса внешних сил, действующих на трубку тока в зоне К-С, или время перемещения потока от сечения К-К до сечения С-С; $\frac{\Delta V}{\Delta t} = a$ – изменение ускорения продуваемого водно-газового потока в зоне К-С; $m_г \cdot a$ – изменение силы инерции продуваемого водно-газового потока в зоне К-С; $\sum P_i$ – сумма всех остальных внешних сил, действующих на трубку тока в зоне К-С, включая силу тяги R продуваемой лопасти гребного винта, реакции отсоединенных потоков со стороны первичных движущих сил от изменения статического давления, вторичных динамических-инерционных сил, действующих слева на сечение К-К от зоны Н-К и справа на сечение С-С от зоны С-H_1.

В этом случае уравнение Эйлера (18) читается только так:

Изменение силы инерции продуваемого водно-газового потока $m_г a$, которая является одной из внешних сил, действующих на трубку тока в зоне К-С, всегда равняется сумме всех остальных внешних сил, включая силу тяги R продуваемой лопасти гребного винта, а также реакции отсоединенных потоков от первичных движущих сил от изменения статических давлений, вторичных динамических-инерционных сил, действующих на сечение К-К слева от зоны Н-К и на сечение С-С справа, от зоны С-H_1.

Запишем уравнение Эйлера (18) в векторной форме:

$$\overline{m_г a} = \overline{P_{ин_1}} + \overline{P_{ин_2}} + \overline{P^*_{Нср} F_{Нср}} + \overline{P_c F_c} + \overline{R} \, , \qquad (19)$$

где $P_{ин1}$ – реакция отсоединенного потока зоны Н-К от динамических-инерционных сил, которая действует на сечение К-К слева; $P_{ин2}$ – реакция отсоединенного потока зоны С-H_1 от динамических-инерционных сил, которая

действует на сечение С-С справа; R – тяга продуваемой лопасти гребного винта.

Реакции отсоединенных потоков в зоне Н-К и С-$Н_1$, которые действуют на сечения К-К, С-С со стороны первичных движущих сил от изменения статических давлений продуваемого водно-газового потока, всегда равняются нулю, поэтому уравнение Эйлера (19) можно записать так:

$$\overline{P_{ин_1}} + \overline{m_г}\alpha + \overline{P_{ин_2}} = \overline{R} + \overline{P^*_{Нср}F_{Нср}} + \overline{P_c F_c} \qquad (20)$$

Левая часть этого уравнения является суммой вторичных динамических-инерционных сил в пределах контрольного контура Н-$Н_1$, которая всегда равняется нулю, тогда в модульной форме:

$$0 = -R + P^*_{Нср}F_{Нср} - P_c F_c \text{, откуда} \qquad (21)$$

$$R = P^*_{Нср}F_{Нср} - P_c F_c \qquad (8)$$

Таким образом, продуваемая лопасть гребного винта генерируют тягу, полетный (тяговый) КПД, которые рассчитываются по единым формулам тяги, полетного (тягового) КПД для всех типов движителей на непрерывных потоках, (8), (9), (11), (12) согласно уже разработанной единой теории движителей на непрерывных потоках.

Согласно выведенной теореме о подъемной силе продуваемой лопасти гребного винта, установлено, что подъемную силу любого продуваемого профиля (грот парус яхты, крыло птицы, самолета, планера, любой лопаточный профиль, включая продуваемую лопасть гребного винта и др.) всегда нужно рассчитывать как функцию от тяги, генерируемой продуваемым профилем, установлено, что полетный (тяговый) КПД любого продуваемого профиля, включая лопасть гребного винта, дополнительно зависит от угла α, который образуется между вектором тяги R и осью гребного винта, формулы (16), (17), установлено также, что все продуваемые лопасти любых гребных винтов, как и турбореактивные двигатели, относятся к движителям прямой реакции, тяга которых должна измеряться только в кГ или Н.

Исходя из вышеизложенного, единая теория движителей на непрерывных потоках ставит дополнительную цель (задание) перед организациями и фирмами, владеющими гидродинамической трубой, выдать все табличные данные согласно формул (8), (9), (16), (17) с целью существенного упрощения расчета лопастей любых гребных винтов, поскольку разработанная краткая теория гребного винта, согласно единой теории движителей на непрерывных потоках, утверждает, что конструктор не должен рассчитывать лопасть гребного винта, он должен выбрать ее из табличных данных, оформленных согласно формул (8), (9), (16), (17).

11. 4. Общие выводы. Перспективы дальнейших разработок

Содержание данной главы открывает широкие перспективы, прежде всего её практического применения, например, отклонение вектора тяги R лопасти гребного винта на угол α от оси гребного винта, рис. 11. 1, а, ставит перед конструкторами решаемую задачу: какие гребные винты необходимо

применить, чтобы обеспечить их максимальный КПД путем обеспечения угла α, равного нулю.

Для получения исходных данных для такого расчета ведущим организациям, фирмам, владеющим гидродинамической трубой, необходимо провести целенаправленную продувку различных профилей лопастей гребных винтов с целью точной фиксации геометрических и газодинамических параметров зоны заторможенного потока В-С, рис. 11. 1, поз.1.

Таким образом, современная теория воздушно-реактивных двигателей, основанная на ошибочных формулах тяги, полетного (тягового) КПД, выведенных академиком Б. С. Стечкиным в 1929 г., [3, с.15-20], и на такой же ошибочной теореме о подъемной силе продуваемого профиля, формулы (1), (2), выведенной профессором Н. Е. Жуковским в 1912 г., задержала технический прогресс в области авиадвигателестроения более чем на 80 лет, в результате чего выпускники авиационных ВУЗов, будущие конструктора авиадвигателей, не имеют ни малейшего понятия о реальном процессе генерирования тяги турбореактивными двигателями, о реальном термодинамическом цикле турбореактивных двигателей в координатах P-V, T-S, о реальном физическом представлении процесса генерирования отрывных течений, о реальной теореме о подъемной силе продуваемого профиля, о реальном кинематическом анализе характера изменения статических давлений, осевых скоростей, ускорений (вторичных движущих динамических-инерционных сил), первичных движущих сил от изменения статических давлений потока в пределах контрольного контура $H\text{-}H_1$, рис. 11. 1, о реальных зонах заторможенного потока и т.д.

Исходя из вышеизложенного, конечной целью дальнейших исследований будут являться: показать и доказать, что тягу гребных и воздушных винтов можно увеличить на 200-300%, если устранить кинематическую зону жесткого (упругого) удара в сечении В-В, рис. 11. 1, в [9, с.124-134], [10, с.142-150]. Поэтому очередная статья будет касаться полного анализа контрвращающихся гребных винтов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ К ГЛАВЕ 11

1. Казанджан, П. К. Теория авиационных двигателей [Текст] / П. К. Казанджан, Н. Д. Тихонов, А. К. Янко/ – М.: Машиностроение, 1983. – 223 с.

2. Мамедов, Б. Ш. Глава 9. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Вывод формулы тяги, полетного (тягового) КПД, теоремы о подъемной силе продуваемого профиля единичного размаха. как движителя на непрерывных потоках (краткая теория крыла самолета) [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Вісник національного технічного університету «ХПІ». – 2012. – №50(956). – с.3-17.

3. Мамедов, Б. Ш. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Вывод формулы тяги, полетного (тягового) КПД турбореактивных двигателей [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Восточно-Европейский журнал передовых технологий. – 2011. – №4/7 (52). – с. 15-20.

4. Мамедов, Б. Ш. Глава 2. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Вывод формулы тяги, полетного (тягового) КПД, теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, как движителя [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Вісник національного технічного університету «ХПІ». – 2011. – №33. – с.146-153.

5. Мамедов, Б. Ш. Глава 7. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Вывод формулы тяги, полетного (тягового) КПД, теоремы о подъемной силе продуваемого профиля крыла птицы, как движителя [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Вісник національного технічного університету «ХПІ». – 2012. – №44(950). – с.11-20.

6. Мамедов, Б. Ш. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Вывод формулы тяги паруса [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Восточно-Европейский журнал передовых технологий. –2012. – №5/7 (59). – с.11-17.

7. Мамедов, Б. Ш. Применение уравнения Эйлера для вывода формул тяги, полетного (тягового) КПД воздушно-реактивных двигателей по внешним параметрам газового потока при $V_{\text{ï}} \geq 0$ [Текст] / Б.Ш. Мамедов // Вісник національного технічного університету «ХПІ». – 2013. – №4(978). – с.3-15.

8. Мамедов, Б. Ш. Единая теория движителей. Вывод формул тяги, полетного (тягового) КПД ракетных двигателей. [Текст] / Б.Ш. Мамедов // Восточно-Европейский журнал передовых технологий. – 2013. – №1/7(61). – с.67-71.

9. Мамедов, Б. Ш. Глава 4. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках.. Разработка направления технического прогресса в области авиадвигателестроения, связанного с повышением газодинамической устойчивости работы воздушно-реактивных двигателей при взлете, полете и посадке. [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Вісник національного технічного університету «ХПІ». – 2011. – №34. – с.124-134.

10. Мамедов, Б. Ш. Глава 5. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках.. Разработка нового направления технического прогресса в области теории и проектирования воздушных винтов, связанное с внедрением в зоне Н-В синусоидального характера изменения осевых скоростей и ускорений газового потока [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Вісник національного технічного університету «ХПІ». – 2011. – №43 – с.142-150.

ГЛАВА 12.
ЕДИНАЯ ТЕОРИЯ ДВИЖИТЕЛЕЙ НА НЕПРЕРЫВНЫХ ПОТОКАХ. КРАТКАЯ ТЕОРИЯ КОНТРВРАЩАЮЩИХСЯ ГРЕБНЫХ ВИНТОВ

12. 1. Введение, постановка проблемы

Кинематический анализ, проведенный для однорядных гребных винтов, [1, С. 1-24, фиг. 1], показывает, что к основным недостаткам последних относятся:

1. Повышенная децибельная характеристика, которая регламентируется ударными волнами, генерируемыми в кинематической зоне жесткого (упругого) удара, [1, С. 21, фиг. 1, сечение В-В].

2. Наличие кинематической зоны жесткого (упругого) удара, которая генерирует ударные волны в колебательном режиме, [1, С. 21, фиг. 1, сечение В-В].

3. Низкая окружная скорость вращения однорядных гребных винтов (30-40 м/с), которую невозможно увеличить из-за наличия кинематической зоны жесткого (упругого) удара в сечении В-В, п. 2.

4. Закрутка водно-газового потока на выходе из лопастей однорядного гребного винта.

5. Отклонение вектора тяги R лопастей однорядного гребного винта от оси вращения на угол α.

6. Низкие экологические и технико-экономические показатели однорядных гребных винтов, которые регламентируются п.п. 1-5.

В современной технической литературе по теории и расчету однорядных гребных винтов, например, [2, С. 177-220], полностью отсутствует правильный вывод формул тяги, полетного (тягового) КПД, теоремы о подъемной силе продуваемой лопасти гребного винта, основанный на кинематическом анализе характера изменения статических давлений, осевых скоростей, первичных движущих сил от изменения статических давлений, ускорений (вторичных движущих динамических-инерционных сил) водно-газового потока в пределах контрольного контура Н-H_1, теория относительности.

Известный вывод теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, выведенной профессором Н.Е.Жуковским в его статье "Вихревая теория гребного винта", 1912 г., является ошибочной, подробная критика его теоремы приведена в [1, С. 3-4], [3, С. 146-153], [4, С. 3-17] и др. источниках.

Построение плана скоростей на входе и на выходе из лопастей однорядного гребного винта фиксирует закрутку водно-газового потока на выходе из лопастей однорядного гребного винта, которую специалисты классифицировали, и совершенно справедливо, как недостаток однорядных гребных винтов, п. 4.

В основе конструкции контрвращающихся гребных винтов заложена идея раскрутки водно-газового потока после первого гребного винта вторым контрвращающимся гребным винтом до осевого направления с целью увеличения тяги контрвращающихся гребных винтов на 5-7% по сравнению с однорядным гребным винтом.

Для судовых двигательно-движительных комплексов усложнение и утяжеление редуктора для привода двух контрвращающихся гребных винтов не имеет особого значения, поэтому контрвращающиеся гребные винты получили распространение на больших судах типа ледоколов, подводных лодках и др., [1, С. 22].

Таким образом, из всех вышеперечисленных шести недостатков однорядных гребных винтов контрвращающиеся гребные винты предназначены только для устранения закрутки водно-газового потока после первого гребного винта, п. 4, увеличивая при этом общую тягу на 5-7%.

В патенте [1] приводится разработка принципиально нового типа движителя на непрерывных потоках – супутновращающихся гребных винтов, которые полностью устраняют все шесть недостатков однорядных гребных винтов. Естественно, чтобы перейти к описанию супутновращающихся гребных винтов, необходимо иметь полное представление о преимуществах и недостатках как однорядных, так и контрвращающихся гребных винтов.

Поэтому перед уже созданной единой теорией движителей на непрерывных потоках стояла проблема:

На основании неизвестного в современной теории гребных винтов метода кинематического анализа характера изменения статических давлений первичных движущих сил от изменения статических давлений, осевых скоростей, ускорений (вторичных движущих динамических-инерционных сил) водно-газового потока вывести единые для всех движителей на непрерывных потоках формулы тяги, полетного (тягового) КПД, теоремы о подъемной силе (поперечной) силе продуваемого профиля лопасти гребного винта, раскрыть все преимущества и недостатки контрвращающихся гребных винтов.

12. 2. Применение кинематического анализа для вывода формул тяги, полетного (тягового) КПД, теоремы о подъемной силе продуваемого профиля лопастей контрвращающихся гребных винтов. Постановка цели (задания)

Применение кинематического анализа характера изменения статических давлений, первичных движущих сил от изменения статических давлений, осевых скоростей, ускорений (вторичных динамических-инерционных сил) водно-газового потока в пределах контрольного контура Н-H_1 для вывода формул тяги, полетного (тягового) КПД, теоремы о подъемной силе продуваемого профиля лопастей контрвращающихся гребных винтов, как движителей на непрерывных потоках, проводится впервые. Принятая терминология соответствует терминологии современной теории воздушно-реактивных двигателей.

12. 2.1. Выбор контрольного контура

Продуваемые миделевые профили лопастей 1 и 2, рис. 12. 1, вращаются в разных направлениях по миделевому радиусу относительно оси контрвращающихся гребных винтов с окружными скоростями U1, U2 соответственно, при этом U1>U2. Применив теорему о плоско-параллельном

перемещении частиц водно-газовой смеси, строим планы скоростей на входных и выходных кромках профилей лопастей контрвращающихся гребных винтов, сечения В1-В1, С1-С1, В2-В2, С2-С2. При вращении лопастей контрвращающихся гребных винтов по их корытцам генерируется зона заторможенного потока 3, 4, рис. 12. 1, в которой все частицы водно-газовой смеси перемещаются к выходным кромкам лопастей первого и второго по ходу потока контрвращающихся гребных винтов, при этом перед входной кромкой первого рабочего колеса, сечение В1-В1, генерируется разрежение, которое инжектирует (всасывает) водно-газовый поток от сечения Н-Н, рис. 12. 1. Под действием разрежения, которое генерируется в зоне Н-В1, из воды выделяются пузырьки растворенного газа, образуется водно-газовая смесь (водно-газовый поток), который полностью подчиняется всем законам механики истечения жидкостей и газов. Сечение Н-Н называется зоной невозмущенного потока, с которой начинается контрольный контур, или сечение Н-Н – это начало ускоренного движения частиц водно-газовой смеси. Таким образом, контрольный контур контрвращающихся гребных винтов ограничен слева сечением Н-Н, справа сечением Н1-Н1 – это сечение, которое характеризует конец ускоренного движения частиц водно-газовой смеси. Зоны заторможенного потока, рис. 12. 1, поз. 3, 4, характеризуются зоной сжатия водно-газовой смеси В1-К1, В2-К2, соответственно, в которых градиент статических давлений направлен против потока, и зонами ускоренного движения частиц водно-газового потока К1-С1, К2-С2, в которых градиент статических давлений направлен по потоку, или, другими словами, зоны К1-С1, К2-С2 – это реактивные сопла, в которых генерируется тяга продуваемого профиля соответствующей лопасти контрвращающихся гребных винтов. При этом необходимо отметить, что внешний вид зоны заторможенного потока, рис. 12.1, поз. 3, 4, характер распределения статических давлений в этих зонах полностью соответствуют экспериментальным данным современной теории воздушно-реактивных двигателей по продуваемым профилям, [5, С. 68, рис. 3.3], где четко и ясно показано, что максимальное давление продуваемого газового потока (водно-газовой смеси) по корытцу продуваемого профиля находится в зоне входной кромки продуваемого профиля, и это максимальное давление продуваемого потока постепенно уменьшается по мере перемещения потока к выходной кромке продуваемого профиля, что полностью соответствует всем законам механики истечения жидкостей и газов.

На рис. 12. 1 представлено:

а – продуваемые профили лопастей контрвращающихся гребных винтов по миделю;

б – кинематический анализ характера изменения статических давлений, осевых скоростей продуваемого потока в пределах контрольного контура Н-$Н_1$ контрвращающихся гребных винтов;

в – кинематический анализ характера изменения осевых ускорений (вторичных динамических-инерционных сил) контрвращающихся гребных винтов в пределах контрольного контура Н-$Н_1$;

г – кинематический анализ характера изменения первичных движущих сил от изменения статических давлений продуваемого водно-газового потока контрвращающихся гребных винтов в пределах контрольного контура Н-$Н_1$.

Положение зоны невозмущенного потока Н-Н регламентируется режимом работы контрвращающихся гребных винтов, при увеличении оборотов контрвращающихся гребных винтов сечение Н-Н удаляется от сечения $В_1$-$В_1$, при уменьшении оборотов сечение Н-Н приближается к сечению $В_1$-$В_1$. При работе гребных контрвращающихся винтов по корытцу продуваемых лопастей всегда генерируются зоны заторможенного потока, рис. 1, поз. 3,4, которые регламентируют следующие зоны и сечения контрольного контура Н-$Н_1$ при скорости перемещения (полета) $V_п \geq 0$.

Н-Н – сечение невозмущенного потока, регламентирующее равенство площадей работ первичных сил от изменения статических давлений в зонах Н-$В_1$ и $В_1$-$К_1$, рис. 1;

Н-$В_1$ – зона ускоряемого водно-газового потока, в которой градиент статических давлений, рис. 12. 1, б, и градиент первичных движущих сил от изменения статических давлений, рис. 12. 1, г, направлены по потоку;

$В_1$-$К_1$ – зона сжатия продуваемого водно-газового потока, в которой градиент статических давлений, рис. 12, 1, б, и градиент первичных движущих сил от изменения статических давлений, рис. 12. 1, г, направлены против потока.

$К_1$-$С_1$ – зона ускоряемого водно-газового потока, в которой градиент статических давлений, рис. 1б, и градиент первичных движущих сил от изменения статических давлений, рис. 1г, направлены по потоку, или зона $К_1$-$С_1$ – это реактивное сопло, в котором генерируется тяга (93-95%) контрвращающихся гребных винтов;

$С_1$-$В_2$ – зона выходящей струи из первой лопасти или первого рабочего колеса контрвращающихся гребных винтов, закрученной против вращения второго контрвращающегося гребного винта, которая одновременно является зоной входящей закрученной струи во второе контрвращающееся рабочее колесо, в которой градиент статических давлений и градиент первичных движущих сил от изменения статических давлений водно-газового потока направлены по потоку,;

$В_2$-$К_2$ – зона сжатия продуваемого водно-газового потока на лопастях второго контрвращающегося гребного винта, в которой градиент статических давлений и градиент первичных движущих сил от изменения статических давлений водно-газового потока направлены против потока;

$К_2$-$С_2$ – зона ускоряемого водно-газового потока на лопастях второго контрвращающегося гребного винта, в которой градиент статических давлений и градиент первичных движущих сил от изменения статических давлений, рис. 12.1, б, г, направлены по потоку, или зона $К_2$-$С_2$ – это реактивное сопло, в котором генерируется дополнительная тяга (5-7%) контрвращающихся гребных винтов;

C_2-H_1 – зона выходящей струи из второго контрвращающегося гребного винта, в которой при $P_c > P_i$ градиент статических давлений направлен по потоку, при $P_c = P_н$ градиент статических давлений равен нулю, при $P_c < P_н$ градиент статических давлений водно-газового потока направлен против потока, где $P_н$ –давление окружающей среды, зависит от глубины погружения контрвращающихся гребных винтов, при этом вне зависимости от величины P_c градиент первичных движущих сил от изменения статических давлений водно-газового потока всегда равен нулю, поскольку, согласно закона Бойля-Мариотта, $P_iF_i = const$, т.е. работа первичных движущих сил от изменения статических давлений водно-газового потока в выходящей струе всегда равняется нулю, водно-газовый поток в выходящей струе движется только под действием инерционных сил;

H_1-H_1 – сечение невозмущенного потока, в котором ускорение продуваемого водно-газового потока равно нулю, при этом на подходе к этому сечению все газовые пузырьки опять растворяются в воде.

Зона контрольного контура Н-H_1 контрвращающихся гребных винтов полностью совпадает с зонами контрольного контура турбореактивного двигателя, [6, С. 18, рис. 1], крыла птицы [7, С. 14, рис. 1] и других движителей на непрерывных потоках. Согласно единой теории движителей на непрерывных потоках процесс генерирования тяги всеми типами движителей одинаков. Поэтому методика вывода формул тяги, полетного (тягового) КПД лопастей контрвращающихся гребных винтов ничем не будет отличаться от аналогичной для турбореактивных двигателей, а методика вывода теоремы о подъемной силе продуваемого профиля лопастей контрвращающихся гребных винтов ничем не будет отличаться от аналогичной для крыла птицы и др. движителей, т.е. единая теория движителей разработала единые, общие для всех типов движителей на непрерывных потоках формулы тяги, полетного (тягового) КПД, теорему о подъемной силе продуваемого профиля.

12. 2. 2. Характеристика внешних сил, действующих на трубку тока в зоне контрольного контура Н-H_1 лопастей контрвращающихся гребных винтов

При характеристике внешних сил, действующих на трубку тока в зоне контрольного контура Н-H_1 контрвращающихся гребных винтов, необходимо учитывать, что всегда первична статика, а вторична динамика водно-газового потока.

К внешним силам, действующим на трубку тока в зоне Н-H_1, относятся:

1. Первичные движущие силы от изменения статических давлений водно-газового потока, P_iF_i, где P_i– статическое давление продуваемого водно-газового потока в i-м сечении газодинамического тракта в пределах контрольного контура Н-H_1; F_i– площадь i-го сечения газодинамического тракта в пределах контрольного контура Н-H_1.

2. Вторичные движущие силы от изменения динамических-инерционных сил, $m_г a_i$, где $m_г$ – массовый секундный расход водно-газового потока через лопасть гребного винта, a_i – ускорение водно-газового потока в i-м сечении водно-газодинамического тракта в пределах контрольного контура Н-Н$_1$.

3. Силы сопротивления – это силы, которые направлены против потока и к которым могут относиться как первичные движущие силы от изменения статических давлений, например, в зонах В$_1$-К$_1$, В$_2$-К$_2$, так и динамические-инерционные силы, когда сила инерции направлена против потока, а также сила сопротивления $P_с F_с$.

4. Сила тяги R лопастей гребных контрвращающихся винтов, которая, как и сила сопротивления $P_с F_с$, всегда направлена против потока при своем положительном значении. На отдельных участках контрольного контура Н-Н$_1$, например, зоны В$_1$-К$_1$, В$_2$-К$_2$, генерируются отрицательные внешние силы тяги, которые направлены по потоку, однако они всегда скомпенсированы положительными силами тяги, которые генерируются в зонах Н-В$_1$, С$_1$-В$_2$ соответственно.

5. Гравитационные силы продуваемого водно-газового потока, которые при горизонтальном перемещении не учитываются.

Силы трения водно-газового потока о поверхности лопастей контрвращающихся гребных винтов не учитываем.

Таким образом, в контрольном контуре Н-Н$_1$ рассматривается замкнутая система всех внешних сил, действующих на трубку тока в зоне Н-Н$_1$, т.е. векторная сумма всех внешних сил в пределах контрольного контура Н-Н$_1$ всегда равна нулю, замыкает векторный силовой многоугольник, в нашем случае линия, всегда тяга лопастей первого и второго контрвращающегося гребного винта.

Замкнутая система внешних сил, отражая единый Закон сохранения энергии, предусматривает и равенство работ всех внешних сил, направленных по потоку и против потока. При наличии кинематического анализа работа любых внешних сил условно изображается площадью соответствующих геометрических фигур, например, работа вторичных динамических-инерционных сил, направленных против потока, условно изображается тремя геометрическими фигурами со знаком "плюс", направленных по потоку условно изображается тремя геометрическими фигурами со знаком "минус", рис. 12. 1, в. Согласно Закону сохранения энергии сумма площадей геометрических фигур для вторичных динамических-инерционных сил со знаком "плюс" всегда равна сумме площадей геометрических фигур со знаком "минус", т.е. векторный силовой многоугольник, в нашем случае линия, всегда должен быть замкнутым для вторичных движущих динамических-инерционных сил. То же самое касается и для первичных движущих сил от изменения статических давлений водно-газового потока в пределах контрольного контура Н-Н$_1$, например, работа первичных движущих сил в зоне Н-В$_1$ со знаком "плюс", рис. 12. 1, г, полностью компенсируется работой первичных движущих сил в зоне В$_1$-К$_1$ со знаком "минус", положительная работа первичных

движущих сил в зоне $К_1$-$С_1$ полностью компенсируется отрицательной работой внешних сил – сил сопротивления $P_{c1}F_{c1}$ и R_1, отрицательная работа этих сил сопротивлений в виде геометрических фигур со знаком "минус" на рис. 12. 1, г условно не показана, то же самое касается и зоны $К_2$-$С_2$. работа первичных движущих сил в зоне $С_1$-$В_2$ со знаком "плюс", рис. 12. 1, г, полностью компенсируется работой первичных движущих сил в зоне $В_2$-$К_2$ со знаком "минус", положительная работа первичных движущих сил в зоне $К_2$-$С_2$ полностью компенсируется отрицательной работой внешних сил – сил сопротивления $P_{c2}F_{c2}$ и R_2 второго контрвращающегося гребного винта.

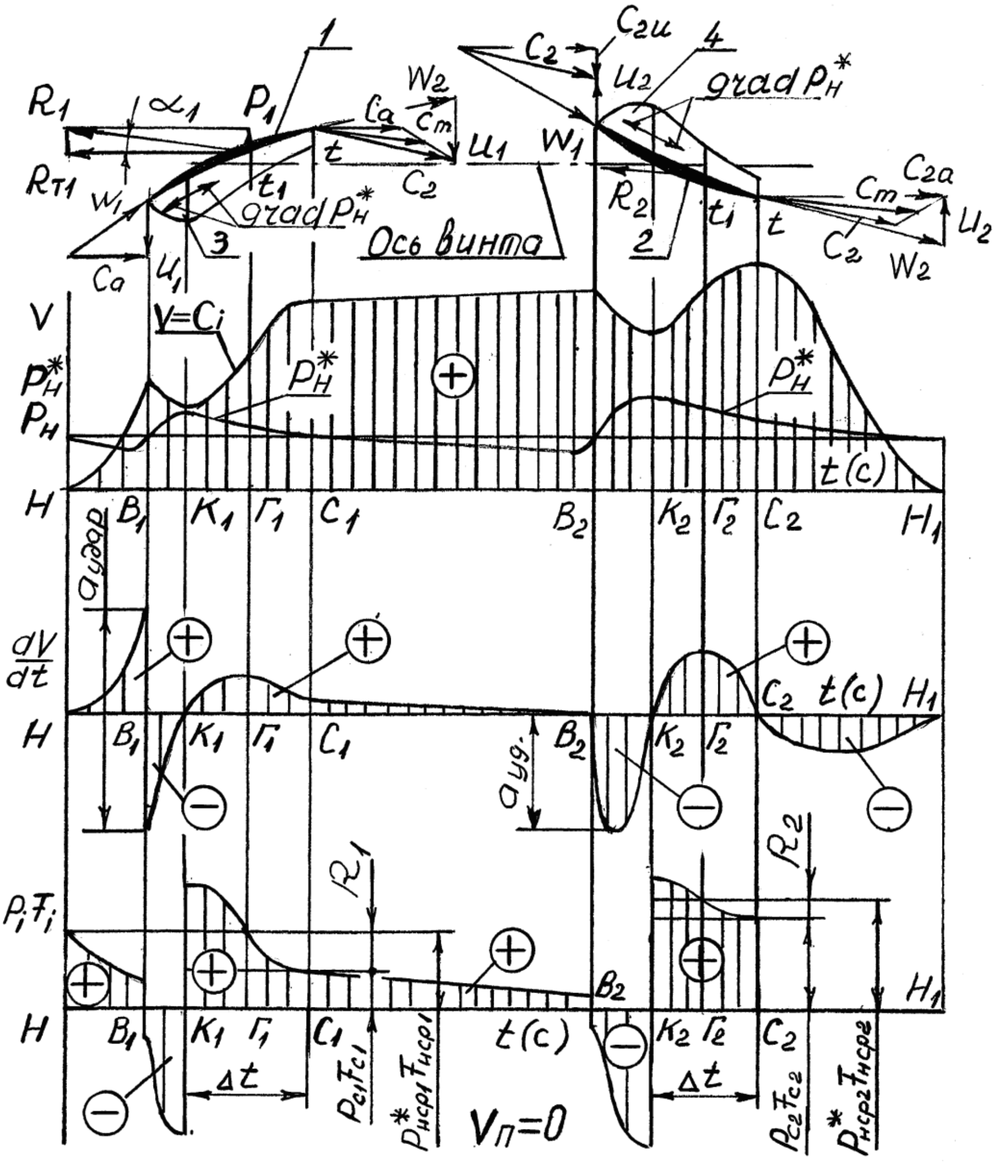


Рис. 12. 1. Кинематический анализ характера изменения статических давлений, первичных движущих сил от изменения статических давлений, осевых скоростей, ускорений (вторичных движущих динамических-инерционных сил) водно-газового потока в пределах контрольного контура Н-Н1 для вывода формул тяги, полетного (тягового) КПД, теоремы о подъемной силе продуваемого профиля лопастей контрвращающихся гребных винтов

Работа первичных движущих сил от изменения статических давлений водно-газового потока в зоне выходящей струи C_2-H_1, рис. 12. 1, г, всегда равна нулю, поскольку работа силы $P_{c2}F_{c2}$ на участке C_2-H_1 всегда компенсируется равной и противоположно направленной работой силы $P_{c1}F_{c1}$ на этом же участке, поскольку, согласно закона Бойля-Мариотта, в выходящей струе $P_{c2}F_{c2} = P_{c1}F_{c1} = P_iF_i = const$. Водно-газовый поток в зоне выходящей струи C_2-H_1 движется только под действием силы инерции.

Таким образом, согласно Закону сохранения энергии сумма площадей геометрических фигур, изображающих работу первичных движущих сил от изменения статических давлений и вторичных движущих динамических-инерционных сил, со знаком "плюс" всегда равна сумме площадей геометрических фигур со знаком "минус", т.е. векторный силовой многоугольник, в нашем случае линия, всегда должен быть замкнутым, а для первичных движущих сил от изменения статических давлений водно-газового потока таким замыкающим вектором является тяга R_1 и R_2 лопастей первого и второго контрвращающихся гребных винтов.

На основании вышеизложенного, уже созданная единая теория движителей на непрерывных потоках ставила своей целью (заданием) создать новую теорию гребных контрвращающихся винтов на основе вывода принципиально новых фундаментальных формул тяги, полетного (тягового) КПД и теоремы о подъемной силе продуваемой лопасти гребных контрвращающихся винтов.

12. 2. 3. Применение кинематического анализа характера изменения статических давлений, осевых скоростей, первичных движущих сил от изменения статических давлений, ускорений (вторичных движущих динамических-инерционных сил) продуваемого водно-газового потока для вывода формул тяги, полетного (тягового) КПД, теоремы о подъемной силе продуваемой лопасти гребных контрвращающихся винтов

Кинематический анализ, приведенный на рис. 12. 1, показывает, что при вращении лопастей первого, 1, и второго, 2, контрвращающихся гребных винтов перед их входными кромками, сечения B_1-B_1 и B_2-B_2, генерируется разрежение и частицы водно-газового потока с некоторого сечения Н-Н, которое называется зоной невозмущенного потока, начинают перемещаться к сечению B_1-B_1 с нарастающим ускорением, рис. 12. 1, в, зона Н-B_1. При достижении входной кромки лопастей первого рабочего колеса контрвращающихся гребных винтов водно-газовый поток сжимается в зоне B_1-K_1, его осевая скорость уменьшается, а статическое давление, наоборот, увеличивается, рис. 12. 1, б, зоны Н-B_1, B_1-K_1. Процесс сжатия водно-газовой смеси осуществляется до сечения K_1-K_1, после которого водно-газовый поток в зоне K_1-C_1 ускоряется, процесс ускорения водно-газового потока в этой зоне всегда сопровождается уменьшением статического давления до $P_н$ в сечении C_1-C_1, зона K_1-C_1 при этом является реактивным соплом, в котором генерируется тяга R_1 лопастей первого рабочего колеса, поскольку работа первичных движущих сил в зоне Н-B_1 полностью компенсируется работой аналогичных

сил в зоне B_1-K_1, рис. 12. 1, г. Положительная работа первичных движущих сил от изменения статических давлений в зоне реактивного сопла K_1-C_1 полностью компенсируется работой сил сопротивлений $P_{c1}F_{c1}$ и R_1. Дополнительные графики работ сил сопротивлений $P_{c1}F_{c1}$ и R_1 для зоны K_1-C_1, $P_{c2}F_{c2}$ и R_2 для зоны K_2-C_2 на рис. 12. 1 условно не показаны, но их всегда необходимо иметь в виду.

При этом необходимо отметить, что вектор тяги R_1, который генерируется лопастями первого рабочего колеса контрвращающихся гребных винтов, всегда противоположен среднему вектору C_m, рис. 12.1, а, и составляет определенный угол α_1 с осью вращения контрвращающихся гребных винтов, разложение вектора тяги R_1 на две составляющие, $R_{т1}$, P_1, где $R_{т1}$ – осевая составляющая, P_1 –подъемная (поперечная) сила, генерируемая лопастями первого рабочего колеса контрвращающихся гребных винтов, которая дает возможность сформулировать теорему о подъемной силе продуваемых лопастей первого рабочего колеса контрвращающихся гребных винтов. Все то же самое касается и продуваемых лопастей второго рабочего колеса контрвращающихся гребных винтов.

Кинематический анализ, рис. 12. 1, показывает, что касательная к любой точке кривой, характеризующей изменение осевых скоростей водно-газового потока в зоне Н-B_1, имеет определенный угол наклона α к горизонту, при этом tgα, условно характеризующий ускорение водно-газового потока, с увеличением осевой скорости последнего растет и имеет положительное значение. В сечении B_1-B_1 tgα мгновенно меняет свое значение на отрицательное, что является свидетельством наличия в сечении B_1-B_1 так называемой кинематической зоны жесткого (упругого) удара, сила которого прямо пропорциональна произведению секундной массы продуваемого водно-газового потока на ускорение удара, рис. 1в, генерируя в окружающее пространство мощные ударные волны в колебательном режиме, регламентируя высокую децибельную характеристику, что является основным недостатком как однорядных, так и контрвращающихся гребных винтов, ограничивая окружную скорость на лопастях гребных винтов не более 40 м/с.

Согласно плану скоростей водно-газового потока на входной и выходной кромках лопастей первого рабочего колеса контрвращающихся гребных винтов, рис. 12. 1, а, следует, что водно-газовый поток претерпевает максимальную закрутку на выходной кромке, при этом под действием центробежных сил генерируется дополнительный градиент статических давлений водно-газового потока, grad $P_д$, направленный к центру сечения C_1-C_1, который одновременно тормозит и стягивает водно-газовый поток в жгут в зоне C_1-B_2.

Процесс торможения водно-газового потока в зоне C_1-B_2 под действием дополнительного градиента статических давлений, grad $P_д$, положительно сказывается на кинематике потока, поскольку последний достигает входной кромки лопастей второго рабочего колеса контрвращающихся гребных винтов при нулевом ускорении и сила удара в сечении B_2-B_2 будет регламентироваться только наклоном характеристики изменения осевых скоростей водно-газового

потока в зоне $В_2$-$К_2$. Сила удара во второй кинематической зоне неупругого удара, сечение $В_2$-$В_2$, почти наполовину меньше аналогичной в сечении $В_1$-$В_1$. Однако обороты второго рабочего колеса существенно ниже оборотов первого рабочего колеса контрвращающихся гребных винтов. Это объясняется тем, что при наличии на входе встречной закрутки водно-газового потока по корытцам лопастей второго рабочего колеса контрвращающихся гребных винтов степень сжатия заторможенного водно-газового потока $\Pi^*_{к2}$ в зоне $В_2$-$К_2$ существенно превосходит аналогичную $\Pi^*_{к1}$ в зоне $В_1$-$К_1$ первого рабочего колеса, регламентируя, таким образом, расчетную гидродинамическую нагрузку на лопасти второго рабочего колеса контрвращающихся гребных винтов. Поэтому любое увеличение оборотов второго рабочего колеса контрвращающихся гребных винтов приведет к увеличению гидродинамической нагрузки на лопасти второго рабочего колеса, что неизбежно приведет к поломке последних.

Наличие на входе в лопасти второго рабочего колеса встречной закрутки водно-газового потока способствует удлинению зоны сжатия потока $В_2$-$К_2$ по сравнению с аналогичной зоной $В_1$-$К_1$ на лопастях первого рабочего колеса. Удлинение зоны сжатия $В_2$-$К_2$ при высоком $\Pi^*_{к2}$ способствует тому, что сжатый в зоне $В_2$-$К_2$ водно-газовый поток в зоне $К_2$-$С_2$, в зоне реактивного сопла, не успевает расшириться до $Р_н$ в сечении $С_2$-$С_2$ и покидает это сечение со статическим давлением $Р^*_{с2} > Р_н$, что существенно снижает тягу лопастей, полетный (тяговый) КПД, [8, С. 161, рис. 6.3, при $\Pi_{с.р.} > \Pi_{с.расч.}$], [9, С. 67-71], [10, С. 3-15].

Кинематический анализ показывает, что вторичные движущие динамические-инерционные силы в пределах контрольного контура $Н$-$Н_1$ дают общую сумму, равную нулю, или, другими словами, суммарная работа вторичных динамических-инерционных сил в пределах контрольного контура $Н$-$Н_1$ всегда равна нулю, рис. 1в. Графически это выражается в том, рис. 1в, что площадь геометрических фигур, условно отражающих работу вторичных динамических-инерционных сил со знаком "плюс" всегда равны площади геометрических фигур со знаком "минус".

Исходя из этого кинематический анализ делает следующий вывод: изменение скорости продуваемого водно-газового потока, обтекающего продуваемые лопасти первого или второго рабочего колеса контрвращающихся гребных винтов в пределах контрольного контура $Н$-$Н_1$ генерирует динамические-инерционные силы, сумма которых в пределах контрольного контура $Н$-$Н_1$ всегда равна нулю, это означает, что скорость продуваемого потока никогда не создает тягу движителя. Тяга любого движителя на непрерывных потоках создается только положительной работой первичных движущих сил от изменения статических давлений продуваемого водно-газового потока в зоне $К_1$-$С_1$, $К_2$-$С_2$ лопастей контрвращающихся гребных винтов, поскольку положительная работа первичных сил в зонах $К_1$-$С_1$, $К_2$-$С_2$, рис.1г, полностью компенсируется отрицательной работой сил сопротивления

$P_{c1}F_{c1}$, $P_{c2}F_{c2}$ и отрицательной работой сил тяги R_1 и R_2, которые генерируются на лопастях первого и второго рабочих колес контрвращающихся гребных винтов

Кинематический анализ показывает, что основным преимуществом контрвращающихся гребных винтов является кинематика водно-газового потока на входе в лопасти второго рабочего колеса, обеспечивающая нулевое ускорение потока, что существенно снижает мощность ударных волн, генерируемых в кинематической зоне неупругого удара, сечение B_2-B_2.

Кинематический анализ показывает также, что к основным недостаткам контрвращающихся гребных винтов относятся:

1. Повышенная децибельная характеристика, которая регламентируется мощными ударными волнами, генерируемыми в кинематической зоне жесткого (упругого) удара, рис. 12. 1, в, сечение B_1-B_1 первого рабочего колеса, и неупругими ударными волнами существенно меньшей мощности, которые генерируются на входе в лопасти второго контрвращающегося рабочего колеса, рис. 1в, сечение B_2-B_2.

2. Наличие кинематической зоны жесткого (упругого) удара на входе в лопасти первого рабочего колеса, наличие кинематической зоны неупругого удара на входе во второе рабочее колесо контрвращающихся гребных винтов, рис.1в, сечения B_1-B_1, B_2-B_2.

3. Низкая окружная скорость вращения как первого, так и второго контрвращающегося гребного винта, что регламентируется п. 2.

4. Наличие двух колен закрутки и раскрутки газового потока после сечения B_1-B_1 (закрутка) и в зоне B_2-C_2 (раскрутка).

5. Отклонение векторов тяги R_1, R_2, генерируемых соответственно лопастями первого и второго рабочего колеса контрвращающихся гребных винтов, от оси вращения на угол α_1, α_2, что снижает полетный (тяговый) КПД винтов.

6. Очень низкий полетный (тяговый) КПД лопастей второго рабочего колеса контрвращающихся гребных винтов, составляющий (5-7) % от подведенной ко второму контрвращающемуся рабочему колесу энергии, по сравнению с полетным (тяговым) КПД лопастей первого рабочего колеса, составляющим 30% от подведенной к первому рабочему колесу энергии, при этом энергия, подведенная к первому и второму рабочему колесу, одинакова. Низкий полетный (тяговый) КПД второго рабочего колеса контрвращающихся гребных винтов объясняется низкими оборотами, которые не позволяют заторможенному водно-газовому потоку в зоне K_2-C_2 расшириться до $P_н$ в сечении C_2-C_2, в реалиях $P^*_{c2} > P_н$, что приводит к снижению тяги и КПД.

7. Невозможность увеличения оборотов второго рабочего колеса из-за увеличения гидродинамической нагруженности, которая может привести к поломке лопастей второго контрвращающегося гребного ванта. Увеличение гидродинамической нагруженности по корытцам лопастей второго контрвращающегося гребного винта объясняется только наличием предварительной закрутки водно-газового потока против вращения лопастей второго контрвращающегося гребного винта.

8. Все перечисленные недостатки контрвращающихся гребных винтов по п.п. 1-7 регламентируют их низкие экологические и технико-экономические показатели, включая тягу, расход топлива, децибельную характеристику и др.

Кинематический анализ показывает также, что отрицательная работа первичных движущих сил от изменения статических давлений продуваемого водно-газового потока в зоне $В_1$-$К_1$ полностью компенсируется положительной работой первичных движущих сил от изменения статических давлений продуваемого водно-газового потока в зоне Н-$В_1$.

Кинематический анализ показывает также, что работа первичных движущих сил от изменения статических давлений в зоне выходящей струи $С_2$-$Н_1$ для любых типов движителей на непрерывных потоках, включая контрвращающиеся гребные винты, всегда равна нулю. Это объясняется тем, что в выходящей струе, зона $С_2$-$Н_1$, рис. 12. 1, г, согласно закону Бойля-Мариотта, $P_i F_i = const$, т.е. работа первичных движущих сил от изменения статических давлений продуваемого водно-газового потока ($P_{c2} \cdot F_{c2} \cdot C_2 H_1$, кГм), всегда скомпенсирована равной и противоположно направленной работой сил сопротивлений ($P_{c1} \cdot F_{c1} \cdot C_2 H_1$, кГм), поскольку в выходящей струе

$$P_{c2} \cdot F_{c2} = P_i \cdot F_i = P_{c1} \cdot F_{c1} = const \qquad (1)$$

На рис. 12. 1 отрицательная работа сил сопротивлений в зонах $К_1$-$С_1$, $К_2$-$С_2$, $С_2$-$Н_1$ не показана, но ее всегда необходимо иметь в виду.

Такое понятие, как работа силы тяги, при положительной силе тяги, направленной по полету, всегда относится к разряду работ сил сопротивлений, направленных против потока. Отрицательная работа силы тяги учитывается только в той зоне, где она генерируется, например, зоны $К_1$-$С_1$, $К_2$-$С_2$ лопастей контрвращающихся гребных винтов.

Таким образом, кинематический анализ показывает, что нескомпенсированной зоной работы первичных движущих сил от изменения статических давлений продуваемого водно-газового потока, в которой генерируется тяга продуваемых лопастей, например, первого рабочего колеса контрвращающихся гребных винтов, является зона $К_1$-$С_1$. Работа, подведенная к продуваемому водно-газовому потоку в зоне $К_1$-$С_1$ численно равна площади геометрической фигуры, ограниченной параболической кривой и осью абсцисс, заштрихованная зона со знаком "плюс". Площадь этой геометрической фигуры равна площади прямоугольника со сторонами $P^*_{н_{ср1}} F_{н_{ср1}}$, $К_1С_1$. Поэтому, с учетом соответствующих масштабов, можно записать, что подведенная движителем к водно-газовому потоку работа в зоне $К_1$-$С_1$ равна

$$А_{п1} = Р^*_{нср1} F_{нср1} \cdot К_1 С_1, \text{ (кГ·м)}, \qquad (2)$$

где $К_1С_1$ равно перемещению потока за время Δt_1, рис. 12. 1, г.

Подведенная к продуваемому водно-газовому газовому потоку в зоне $К_1$-$С_1$ работа $А_{п1}$ затрачивается на преодоление работы силы сопротивления

$$А_{сс1} = Р_{с1} F_{c1} \cdot К_1 С_1, \text{ (кГ·м)}, \qquad (3)$$

и на преодоление работы силы тяги

$$А_{R1} = R_1 \cdot К_1 С_1, \text{ (кГ·м)}. \qquad (4)$$

Таким образом, можно записать:

$$\text{А}_{\text{п}1} = \text{А}_{\text{сс}1} + \text{А}_{R1}\text{, или} \quad (5)$$

$$\text{Р}^{*}_{\text{нср}1} F_{\text{нср}1} \cdot \text{К}_1\text{С}_1 = \text{Р}_{\text{с}1} F_{c1} \cdot \text{К}_1\text{С}_1 + R_1 \cdot \text{К}_1\text{С}_1, \quad (6)$$

откуда:

$$R_1 = \text{Р}^{*}_{\text{нср}1} F_{\text{нср}1} - \text{Р}_{\text{с}1} F_{c1}\text{, при } V_{\text{п}} = 0, \quad (7)$$

$$R'_1 = \text{Р}^{*/}_{\text{нср}1} F'_{\text{нср}1} - \text{Р}'_{\text{с}1} F'_{c1}\text{, при } V_{\text{п}} > 0, \quad (8)$$

где

$$\text{Р}^{*\prime}_{\text{нср}1} = \text{Р}^{*}_{\text{нср}1} \pm \Delta\text{Р}^{*}_{\text{нср}1}, \quad (9)$$

где $\pm\Delta\text{Р}^{*}_{\text{нср}1}$ – приращение или уменьшение среднего статического давления заторможенного водно-газового потока в среднем сечении Г_1-Г_1 водно-газодинамического тракта, рис. 12. 1, при $V_{\text{п}} > 0$.

Любое изменение скорости полета влечет за собой изменение всех пяти параметров, входящих в формулы тяги (7), (8) продуваемой лопасти первого рабочего колеса. Естественно, полную тягу лопастей первого рабочего колеса необходимо рассматривать с учетом количества лопастей.

Таким образом, векторный силовой многоугольник, в нашем случае линия, согласно уравнений (7), (8), всегда замыкается вектором тяги R_1, R'_1 продуваемой лопасти первого рабочего колеса контрвращающихся гребных винтов.

Вывод формулы тяги (8) при $V_{\text{п}} \geq 0$ для лопастей второго рабочего колеса аналогичен вышеприведенным, при этом необходимо иметь в виду, что положительная работа первичных движущих сил от изменения статических давлений продуваемого водно-газового потока в зоне С_1-В_2, полностью компенсируется отрицательной работой аналогичных сил в зоне В_2-К_2.

Полетный (тяговый) КПД продуваемой лопасти первого рабочего колеса контрвращающихся гребных винтов определяется из уравнения

$$\eta_{\text{п}1} = \frac{\text{А}_{R1}}{\text{А}_{\text{п}1}}\text{, откуда} \quad (10)$$

$$\eta_{\text{т}1} = \left(1 - \frac{P_{c1} F_{c1}}{P^{*}_{\text{нср}1} F_{\text{нср}1}}\right) \cdot 100\%\text{, при } V_{\text{п}} = 0 \quad (11)$$

$$\eta_{\text{п}1} = \left(1 - \frac{P'_{c1} F'_{c1}}{P^{*/}_{\text{нср}1} F'_{\text{нср}1}}\right) \cdot 100\%\text{, при } V_{\text{п}} > 0 \quad (12)$$

Необходимо отметить, что направление векторов тяги R_1, R_2 лопастей первого и второго рабочих колес контрвращающихся гребных винтов всегда противоположно средним векторам скоростей продуваемого водно-газового потока в зонах В_1-С_1, В_2-С_2, рис. 12. 1, а, и всегда составляют определенный угол α_1, α_2 с осью вращения, поэтому теорема о подъемной силе продуваемой лопасти, например, первого рабочего колеса контрвращающихся гребных винтов описывается уравнением:

$$\text{Р}_1 = R_1 \cdot \sin\alpha_1\text{, откуда} \quad (13)$$

$$\text{Р}_1 = (\text{Р}^{*}_{\text{нср}1} F_{\text{нср}1} - \text{Р}_{\text{с}1} F_{c1}) \cdot \sin\alpha_1\text{, при } V_{\text{п}} = 0 \quad (14)$$

$$\mathrm{P}_1' = (\mathrm{P}^{*/}_{\text{нср}1} F'_{\text{нср}1} - \mathrm{P}'_{\text{с}1} F'_{c1}) \cdot \sin\alpha_1', \text{ при } V_{\text{п}} > 0 \tag{15}$$

Поэтому теорему о подъемной силе продуваемого профиля лопасти первого рабочего колеса можно сформулировать следующим образом:

Подъемная сила продуваемого профиля лопасти гребного винта всегда является функцией от тяги, генерируемой продуваемым профилем лопасти и рассчитывается по формулам (13), (14), (15).

Отклонение вектора тяги R_1, R_1', генерируемой продуваемой лопастью гребного винта, от оси гребного винта на угол α_1 влияет на конечное значение полетного (тягового) КПД

$$\eta_{\text{т}1} = \left(1 - \frac{P_{c1} F_{c1}}{P^*_{\text{нср}1} F_{\text{нср}1}}\right) \cdot 100\% \cdot \sin\alpha_1, \text{ при } V_{\text{п}} = 0, \tag{16}$$

$$\eta_{\text{п}1} = \left(1 - \frac{P'_{c1} F'_{c1}}{P^{*/}_{\text{нср}1} F'_{\text{нср}1}}\right) \cdot 100\% \cdot \sin\alpha_1', \text{ при } V_{\text{п}} > 0 \tag{17}$$

В формулах (2)-(17) для лопастей первого рабочего колеса контрвращающихся гребных винтов приняты следующие обозначения:

R_1 – тяга продуваемой лопасти гребного винта при $V_{\text{п}} = 0$;

$\mathrm{P}^*_{\text{нср}1} = \mathrm{P}^*_{\text{г}1}$ – статическое давление продуваемого водно-газового потока в среднем сечении Γ_1-Γ_1 водно-газодинамического тракта зоны $К_1$-$С_1$, приведенное к зоне невозмущенного потока Н, при $V_{\text{п}} = 0$, зависит также от осевой скорости водно-газового потока в среднем сечении Γ_1-Γ_1;

$F_{\text{нср}1}$ – площадь газодинамического тракта в среднем сечении Γ_1-Γ_1 зоны $К_1$-$С_1$, равная $t_1 \cdot l$ при $V_{\text{п}} = 0$, где t_1 – толщина водно-газодинамического тракта в среднем сечении Γ_1-Γ_1, l – длина лопасти гребного винта;

P_{c1} – статическое давление продуваемого водно-газового потока в выходном сечении $С_1$-$С_1$ реактивного сопла зоны $К_1$-$С_1$ при $V_{\text{п}} = 0$;

F_{c1} – площадь газодинамического тракта в выходном сечении $С_1$-$С_1$ реактивного сопла зоны $К_1$-$С_1$, равная $t \cdot l$, где t – толщина газодинамического тракта в выходном сечении $С_1$-$С_1$ реактивного сопла зоны $К_1$-$С_1$, при $V_{\text{п}} = 0$;

α_1 – угол между направлением вектора тяги R_1 и осью гребного винта при $V_{\text{п}} = 0$;

$\eta_{\text{т}1}$ –тяговый КПД продуваемой лопасти гребного винта при $V_{\text{п}} = 0$;

P_1 – подъемная сила продуваемой лопасти гребного винта при $V_{\text{п}} = 0$;

R_1' – тяга продуваемой лопасти гребного винта при $V_{\text{п}} > 0$;

$\mathrm{P}^{*/}_{\text{нср}1} = \mathrm{P}^{*/}_{\text{г}1}$ – статическое давление продуваемого водно-газового потока в среднем сечении Γ_1-Γ_1 водно-газодинамического тракта зоны $К_1$-$С_1$, приведенное к зоне невозмущенного потока Н при $V_{\text{п}} > 0$, зависит также от осевой скорости водно-газового потока в среднем сечении Γ_1-Γ_1;

$F'_{\text{нср}1}$ – площадь газодинамического тракта в среднем сечении Γ_1-Γ_1 зоны $К_1$-$С_1$ при $V_{\text{п}} > 0$, равная $t_1' \cdot l$, где t_1' – толщина водно-газодинамического тракта в среднем сечении Γ_1-Γ_1 при $V_{\text{п}} > 0$;

P'_{c1} – статическое давление продуваемого водно-газового потока в выходном сечении C_1-C_1 реактивного сопла зоны K_1-C_1 при $V_п > 0$;

α'_1 – угол между направлением вектора тяги R'_1 и осью гребного винта при $V_п > 0$;

$\eta_{п1}$ –полетный (тяговый) КПД продуваемой лопасти гребного винта при $V_п > 0$;

P'_1 – подъемная сила продуваемой лопасти гребного винта при $V_п > 0$;

12. 2. 4. Применение уравнения Эйлера, как контрольного варианта, для вывода формулы тяги продуваемой лопасти гребного винта. Постановка дополнительной цели (задания)

Для решения поставленной задачи рассмотрим применение уравнения Эйлера только для трубки тока в зоне K_1-C_1, поскольку применение уравнения Эйлера с той же целью для трубки тока K_2-C_2, рис. 12. 1, г, будет носить аналогичный характер.

Для вывода формулы тяги продуваемой лопасти первого рабочего колеса контрвращающихся гребных винтов с помощью уравнения Эйлера необходимо обе части этого уравнения разделить на Δt с целью перехода на размерность кГ или Н, после чего уравнение Эйлера преобразуется во второй закон И. Ньютона:

$$m_г \cdot \frac{\Delta V}{\Delta t} = m_г \cdot a = \sum P_i , \qquad (18)$$

где $m_г$ – секундный массовый расход водно-газового потока через продуваемую лопасть гребного винта; ΔV – разница осевых скоростей на выходе, V_2, из трубки тока в зоне K_1-C_1, сечение C_1-C_1, и на входе, V_1, в эту же трубку тока, сечение K_1-K_1; Δt – время импульса внешних сил, действующих на трубку тока в зоне K_1-C_1, или время перемещения потока от сечения K_1-K_1 до сечения C_1-C_1; $\frac{\Delta V}{\Delta t} = a$ – изменение ускорения продуваемого водно-газового потока в зоне K_1-C_1; $m_г \cdot a$ – изменение силы инерции продуваемого водно-газового потока в зоне K_1-C_1; $\sum P_i$ – сумма всех остальных внешних сил, действующих на трубку тока в зоне K_1-C_1, включая силу тяги R_1 продуваемой лопасти первого рабочего колеса контрвращающихся гребных винтов, реакции отсоединенных потоков со стороны первичных движущих сил от изменения статического давления, вторичных движущих динамических-инерционных сил продуваемого водно-газового потока, действующих слева на сечение K_1-K_1 от зоны Н-K_1 и справа на сечение C_1-C_1 от зоны C_1-H_1, рис. 12. 1, г.

В этом случае уравнение Эйлера (18) читается только так:

Изменение силы инерции продуваемого водно-газового потока $m_г \cdot a$, которая является одной из внешних сил, действующих на трубку тока в зоне K_1-C_1, всегда равняется сумме всех остальных внешних сил, включая силу тяги R_1 продуваемой лопасти гребного винта, а также реакции отсоединенных потоков от первичных движущих сил от изменения статических давлений, вторичных

динамических-инерционных сил продуваемого водно-газового потока, действующих на сечение $К_1$-$К_1$ слева от зоны Н-$К_1$ и на сечение $С_1$-$С_1$ справа, от зоны $С_1$-$Н_1$.

Запишем уравнение Эйлера (18) в векторной форме:

$$\overline{m_{г}a} = \overline{P_{ин_1}} + \overline{P_{ин_2}} + \overline{P^{*}_{Нср1}F_{Нср1}} + \overline{P_{с1}F_{c1}} + \overline{R_1}\,, \tag{19}$$

где $P_{ин1}$ – реакция отсоединенного потока зоны Н-$К_1$ от динамических-инерционных сил, которая действует на сечение $К_1$-$К_1$ слева; $P_{ин2}$ – реакция отсоединенного потока зоны $С_1$-$Н_1$ от динамических-инерционных сил, которая действует на сечение $С_1$-$С_1$ справа; R_1 – тяга продуваемой лопасти первого рабочего колеса контрвращающихся гребных винтов.

Реакции отсоединенных потоков в зоне Н-$К_1$ и $С_1$-$Н_1$, которые действуют на сечения $К_1$-$К_1$, $С_1$-$С_1$ со стороны первичных движущих сил от изменения статических давлений продуваемого водно-газового потока, всегда равняются нулю, поэтому уравнение Эйлера (19) можно записать так:

$$\overline{P_{ин_1}} + \overline{m_{г}a} + \overline{P_{ин_2}} = \overline{R_1} + \overline{P^{*}_{Нср1}F_{Нср1}} + \overline{P_{с1}F_{c1}} \tag{20}$$

Левая часть этого уравнения является суммой вторичных динамических-инерционных сил в пределах контрольного контура Н-$Н_1$, которая для любых движителей на непрерывных потоках, включая рассматриваемые контрвращающиеся гребные винты, всегда равна нулю, рис. 12. 1, в, тогда в модульной форме:

$$0 = -R_1 + P^{*}_{Нср1}F_{Нср1} - P_{с1}F_{c1}\,, \tag{21}$$

откуда

$$R_1 = P^{*}_{Нср1}F_{Нср1} - P_{с1}F_{c1} \tag{7}$$

Таким образом, продуваемая лопасть первого рабочего колеса контрвращающихся гребных винтов генерирует тягу, полетный (тяговый) КПД, теорему о подъемной силе продуваемого профиля, которые рассчитываются по единым формулам тяги, полетного (тягового) КПД, теореме о подъемной силе продуваемого профиля для всех типов движителей на непрерывных потоках, формулы (7), (8), (11), (12), (14), (15), согласно уже разработанной единой теории движителей на непрерывных потоках.

Согласно выведенной теореме о подъемной силе продуваемого профиля лопасти первого рабочего колеса контрвращающихся гребных винтов, формулы (14), (15), установлено, что подъемную (поперечную – морская терминология) силу любого продуваемого профиля (грот парус яхты, крыло птицы, самолета, планера, любой лопаточный профиль, включая продуваемую лопасть первого и второго рабочего колеса контрвращающихся гребных винтов и др.) всегда нужно рассчитывать как функцию от тяги, генерируемой продуваемым профилем, установлено, что полетный (тяговый) КПД любого продуваемого профиля, включая любую лопасть гребных контрвращающихся винтов, дополнительно зависит от угла α_1, который образуется между вектором тяги R_1 и осью гребного винта, формулы (16), (17), установлено, что все продуваемые лопасти любых гребных винтов, как и турбореактивные двигатели, относятся к движителям прямой реакции, тяга которых должна измеряться только в кГ или Н.

Исходя из вышеизложенного, единая теория движителей на непрерывных потоках ставит дополнительную цель (задание) перед организациями и фирмами, владеющими гидродинамической трубой, выдать все табличные данные согласно формул (7), (8), (11), (12), (14), (15) с целью существенного упрощения расчета любых лопастей гребных винтов, поскольку разработанная краткая теория контрвращающихся гребных винтов, согласно единой теории движителей на непрерывных потоках, утверждает, что конструктор не должен рассчитывать лопасть гребного винта, он должен выбрать ее из табличных данных, оформленных согласно формул (7), (8), (11), (12), (14), (15).

12. 3. Общие выводы. Перспективы дальнейших разработок

Разработанная краткая теория контрвращающихся гребных винтов является логической цепью серии исследований, касающихся создания краткой теории однорядных гребных винтов, краткой теории контрвращающихся гребных винтов, краткой теории спутновращающихся гребных винтов, сравнительного анализа однорядных контрвращающихся и супутновращающихся гребных винтов с целью выбора наиболее эффективного варианта.

Контрвращающиеся гребные винты критикуются с любых позиций и относятся к категории движителей на непрерывных потоках с большими энергетическими затратами и очень низким полетным (тяговым) КПД, поскольку подведенная работа (мощность) к двум гребным контрвращающимся винтам одинакова, но на первом рабочем колесе $\eta_{т1}$, $\eta_{п1}$ равны 30-35%, а на втором рабочем колесе контрвращающихся гребных винтов $\eta_{т2}$, $\eta_{п2}$ равны 5-7%, что объясняется очень низкими оборотами второго рабочего колеса по сравнению с первым, при которых заторможенный по корытцам лопастей продуваемый водно-газовый поток на выходе из реактивного сопла, сечение C_2-C_2, имеет статическое давление, существенно превышающее $P_н$, т.е. $P^*_{c2} > P_н$, что, естественно, снижает тягу и КПД второго рабочего колеса контрвращающихся гребных винтов. Увеличить обороты второго рабочего колеса невозможно, поскольку увеличение оборотов приведет к увеличению гидродинамической нагруженности на корытце продуваемой лопасти выше расчетной, что может привести к поломке последних. Повышенная гидродинамическая нагруженность на корытце продуваемых лопастей второго рабочего колеса контрвращающихся гребных винтов объясняется только встречной закруткой водно-газового потока на входных кромках последних.

Содержание данной статьи открывает широкие перспективы, прежде всего её практического применения, например, отклонение вектора тяги R_1 лопасти гребного винта на угол α_1 от оси гребного винта, рис. 12. 1, а, ставит перед конструкторами решаемую задачу: какие гребные винты необходимо применить, чтобы обеспечить их максимальный КПД путем обеспечения угла α_1, равного нулю.

Для получения исходных данных для такого расчета ведущим организациям, фирмам, владеющим гидродинамической трубой, необходимо

провести целенаправленную продувку различных профилей лопастей гребных винтов с целью точной фиксации геометрических и газодинамических параметров зоны заторможенного потока B_1-C_1 или B_2-C_2, рис. 12. 1, а.

Исходя из вышеизложенного, конечной целью серии статей будет являться: показать и доказать, что тягу спутновращающихся гребных винтов можно увеличить на 200-300% по сравнению с однорядным гребным винтом, если устранить кинематическую зону жесткого (упругого) удара и закрутку водно-газового потока на входных кромках лопастей второго рабочего колеса спутновращающихся гребных винтов. Поэтому очередная статья будет касаться создания краткой теории спутновращающихся гребных винтов, в которой будет приведен их полный анализ.

ЛИТЕРАТУРА К ГЛАВЕ 12

1. Патент 35561, Україна, МПК В63Н 1/14, В63Н 1/28, В63Н 5/00. Судновий двигуно-рушійний комплекс [Текст] / Б.Ш. Мамедов. –№U200805116, заявл. 21.04.2008, опубл. 25.09.2008, Бюл. №18, 2008.

2. Справочник по малотоннажному судостроению [Текст] / Составитель Б.Г. Мордвинов. – Ленинград: Судостроение, 1988. – 576с.

3. Мамедов, Б. Ш. Глава 2. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Вывод формулы тяги, полетного (тягового) КПД, теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, как движителя [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Вісник національного технічного університету «ХПІ». – 2011. – №33. – С. 146-153.

4. Мамедов, Б. Ш. Глава 9. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Вывод формулы тяги, полетного (тягового) КПД, теоремы о подъемной силе продуваемого профиля единичного размаха. как движителя на непрерывных потоках (краткая теория крыла самолета) [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Вісник національного технічного університету «ХПІ». – 2012. – №50(956). – С. 3-17.

5. Казанджан, П. К. Теория авиационных двигателей [Текст] / П. К. Казанджан, Н. Д. Тихонов, А. К. Янко. – М.: Машиностроение, 1983. – 223 с.

6. Мамедов, Б. Ш. Глава 1. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. вывод формулы тяги, полетного (тягового) КПД турбореактивных двигателей [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Восточно-Европейский журнал передовых технологий. – 2011. – Т. 4, N 7(52). - С. 15-20.

7. Мамедов, Б. Ш. Глава 7. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Вывод формулы тяги, полетного (тягового) КПД, теоремы о подъемной силе продуваемого профиля крыла птицы, как движителя [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Вісник національного технічного університету «ХПІ». – 2012. – №44. – С. 11-20.

8. Шляхтянко, С. М. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей, [Текст] / С.М. Шляхтянко. – М.: Машиностроение, 1987.– 568 с.

9. Мамедов, Б. Ш. Единая теория движителей. Вывод формул тяги, полетного (тягового) КПД ракетных двигателей [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Восточно-Европейский журнал передовых технологий. – 2013. – Т. 1, N 7(61). - С. 67-71.

10. Мамедов, Б. Ш. Применение уравнения Эйлера для вывода формул тяги, полетного (тягового) КПД воздушно-реактивных двигателей по внешним параметрам газового потока при $V_{¿} \geq 0$ [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Вісник національного технічного університету «ХПІ». Збірник наукових праць. Тематичний випуск: Нові рішення в сучасних технологіях. – 2013. – №4(978). – С. 3-15.

ГЛАВА 13.
К ЕДИНОЙ ТЕОРИИ ДВИЖИТЕЛЕЙ НА НЕПРЕРЫВНЫХ ПОТОКАХ. КРАТКАЯ ТЕОРИЯ СПУТНОВРАЩАЮЩИХСЯ ГРЕБНЫХ ВИНТОВ

13. 1. Введение

Кинематический анализ, проведенный для однорядных гребных винтов, [1, С. 1–24, С. 21, фиг. 1], показывает, что к основным недостаткам последних относятся:

1. Повышенная децибельная характеристика, которая регламентируется мощными ударными волнами, генерируемыми в кинематической зоне жёсткого (упругого) удара, [1, С. 21, фиг. 1, сечение В–В].

2. Наличие кинематической зоны жёсткого (упругого) удара, которая генерирует мощные ударные волны в колебательном режиме, которые одинаково распространяются во все стороны, [1, С. 21, фиг. 1, сечение В–В].

3. Низкая окружная скорость вращения однорядных гребных винтов (30–40 м/с), которую невозможно увеличить из–за наличия кинематической зоны жёсткого (упругого) удара в сечении В–В, п. 2, поскольку мощные ударные волны в колебательном режиме, которые генерируются в этой зоне и направленные против потока, например, тормозят последний, уменьшая C_a ниже расчётного значения, что неизбежно приводит к развитому срыву потока по спинкам продуваемых профилей гребных винтов, так как углы атаки i при этом превышают 5–7^o, где C_a – осевая скорость продуваемого водно–газового потока на входных кромках лопастей однорядного гребного винта.

4. Закрутка водно–газового потока на выходе из лопастей однорядного гребного винта, что способствует генерированию дополнительного grad P, который после выходной кромки лопастей стягивает вращающийся водно–газовый поток в жгут, тормозя последний, уменьшая при этом осевую скорость и увеличивая статическое давление водно–газового потока за выходным сечением С–С лопасти гребного винта, что приводит к снижению тяги и КПД гребного винта.

5. Отклонение вектора тяги R лопастей однорядного гребного винта от оси вращения на угол α, что приводит к снижению тяги и КПД гребного винта

6. Низкие экологические и технико– экономические показатели однорядных гребных винтов, которые регламентируются п.п. 1–5.

Известные контрвращающиеся гребные винты, [1, С. 6–7], предназначены для раскрутки водно–газового потока после первого рабочего колеса, т.е. для устранения только одного недостатка однорядных гребных винтов, связанного с п. 4, все остальные недостатки однорядных гребных винтов присущи и контрвращающимся гребным винтам.

В современной технической литературе по теории и расчёту однорядных гребных винтов, например, [2, С. 177–220], полностью отсутствует правильный вывод формул тяги, полётного (тягового) КПД, теоремы о подъёмной силе продуваемой лопасти гребного винта, основанный на кинематическом анализе характера изменения статических давлений, осевых скоростей, первичных движущих сил от изменения статических давлений, ускорений (вторичных

движущих динамических–инерционных сил) водно–газового потока в пределах контрольного контура Н–$Н_1$, теория относительности.

Известный вывод теоремы о подъёмной силе продуваемого профиля, выведенный профессором Н. Е. Жуковским в его статье «Вихревая теория гребного винта», 1912 г., является ошибочным, подробная критика его теоремы приведена в [1, С. 3–4], [3, С. 146–153], [4, С. 3–17] и др. источниках.

В патенте [1] приводится разработка принципиально нового типа движителей на непрерывных потоках – спутновращающихся гребных винтов, которые полностью устраняют все шесть недостатков однорядных гребных винтов и позволяют увеличить тягу второго спутновращающегося гребного винта на 200–300 % по сравнению с однорядным гребным винтом за счёт увеличения оборотов.

На основании вышеизложенного, перед единой теорией движителей на непрерывных потоках стояла проблема создания краткой теории спутновращающихся гребных винтов, основанной на применении неизвестного в современной теории гребных винтов метода кинематического анализа характера изменения статических давлений, осевых скоростей, первичных движущих сил от изменения статических давлений, ускорений (вторичных движущих динамических – инерционных сил) водно–газового потока с целью вывода единых для всех типов движителей на непрерывных потоках формул тяги, полётного (тягового) КПД, теоремы о подъёмной (поперечной–морская терминология) силе продуваемой лопасти второго спутновращающегося гребного винта, раскрыть все преимущества спутновращающихся гребных винтов перед однорядными и конртвращающимися гребными винтами.

13. 2. Постановка цели

Применение кинематического анализа характера изменения статических давлений, осевых скоростей, первичных движущих сил от изменения статических давлений, ускорений (вторичных движущих динамических–инерционных сил) водно–газового потока в пределах контрольного контура Н–$Н_1$ для вывода формул тяги, полётного (тягового) КПД , теоремы о подъёмной силе продуваемого профиля лопастей спутновращающихся гребных винтов, как движителя на непрерывных потоках, проводится впервые.

Принятая терминология соответствует терминологии современной теории воздушно–реактивных двигателей

13. 2.1. Принцип работы спутновращающихся гребных винтов

Рабочие колёса 1, 2, рис. 13. 1, спутновращающихся гребных винтов вращаются в одном направлении, при этом производительность второго по ходу потока рабочего колеса 2 выше производительности рабочего колеса 1, что достигается более высокими оборотами и гидравлическими углами β_1 лопастей второго рабочего колеса по сравнению с первым, обеспечивая окружную скорость вращения $U_2 > U_1$, при этом, в связи с нарастанием осевой скорости водно–газового потока, что приводит к сужению водно–газодинамического тракта, наружный диаметр второго по ходу потока рабочего

колеса меньше наружного диаметра первого рабочего колеса спутновращающихся гребных винтов.

Таким образом, второе рабочее колесо спутновращающихся гребных винтов, создавая разрежение перед входными кромками своих лопастей, инжектирует (всасывает) водно–газовый поток через каналы между лопастями первого рабочего колеса, которое в данном режиме работы не сжимает водно–газовый поток, а служит только вращающимся направляющим аппаратом с заданным законом вращения(заданными оборотами). Разрежение, которое генерируется перед входными кромками лопастей второго по ходу потока рабочего колеса, способствует увеличению относительных скоростей W_2 и W_1 соответственно на выходе (W_2) и входе (W_1) в лопасти первого рабочего колеса. Увеличение W_1 при постоянной U_1 способствует закрутке входящего водно–газового потока в зоне Н–$В_1$ против вращения спутновращающихся гребных винтов. На рис.13. 1 закрутка входящего водно–газового потока в сечении $В_1$–$В_1$ изображена вектором C_{1u} . Таким образом, в зоне Н–$В_1$ водно–газовый поток претерпевает плавную нарастающую закрутку, которая достигает своего максимального значения в сечении $В_1$–$В_1$. Под действием центробежных сил, которые максимальны в сечении $В_1$–$В_1$, генерируется дополнительный градиент статических давлений водно–газового потока, grad $P_д$, направленный к центру сечения $В_1$– $В_1$, который стягивает поток в жгут до и после сечения $В_1$– $В_1$, при этом в зоне Н– $В_1$ grad $P_д$ способствует дополнительному ускорению водно–газового потока, а в зоне $В_1$–$В_2$ способствует его торможению, получая синусоидальную характеристику изменения осевых скоростей водно–газового потока в зоне Н–$В_2$, [1, С. 24, фиг. 4, фиг. 5], обеспечивая нулевое ускорение водно–газового потока на входных кромках лопастей второго рабочего колеса спутновращающихся гребных винтов. Раскрутка водно–газового потока до осевого направления осуществляется в пределах ширины лопастей первого рабочего колеса – вращающегося направляющегося аппарата, рис. 1а, план скоростей водно–газового потока на выходе из лопасти первого рабочего колеса при расчётной диффузорности лопастей.

Таким образом, в сечении $В_2$–$В_2$ имеет место кинематическая зона неупругого удара, сила которого зависит от наклона характеристики изменения осевых скоростей в зоне $В_2$–$К_2$, при этом ускорение неупругого удара, [1, С. 24, фиг. 4б], $a_{уд}$, существенно уступает ускорению жёсткого (упругого) удара в сечении В–В однорядных гребных винтов, [1, С. 22, фиг. 1б].

Поэтому в спутновращающихся гребных винтах мы имеем реальную возможность увеличить обороты второго по ходу потока рабочего колеса в 2–3 раза по сравнению с оборотами однорядного гребного винта, получив ту же самую силу удара, которая генерируется в сечении В–В однорядных гребных винтов. Увеличение оборотов второго по ходу потока рабочего колеса спутновращающихся гребных винтов в 2–3 раза по сравнению с расчётными оборотами однорядных гребных винтов означает и увеличение тяги спутновращающихся гребных винтов на 200–300 % по сравнению с однорядными гребными винтами, при одновременном улучшении

экологических и технико–экономических показателей спутновращающихся гребных винтов.

13. 2. 2. Выбор контрольного контура

Продуваемые миделевые профили лопастей первого и второго рабочих колёс спутновращающихся гребных винтов, рис. 13. 1, вращаются в одном направлении с окружными скоростями U_1 , U_2 соответственно, при этом $U_1<U_2$. Применив теорему о плоскопараллельном перемещении частиц водно–газового потока, строим планы скоростей на входных и выходных кромках лопастей первого и второго рабочих колёс спутновращающихся гребных винтов, сечения B_1–B_1, C_1–C_1, B_2–B_2, C_2–C_2.

Поскольку производительность второго рабочего колеса выше производительности первого рабочего колеса, то водно–газовый поток инжектируется (всасывается) от сечения Н–Н, которое называется сечением невозмущённого потока, градиент статических давлений при этом направлен по потоку, [1, С. 24, фиг. 4,фиг. 5]. Под действием нарастающего разрежения в зоне Н–B_2 из воды выделяются пузырьки растворённого газа, образуется водно–газовая смесь (водно–газовый поток), которая полностью подчиняется всем законам механики истечения жидкостей и газов. Таким образом, контрольный контур спутновращающихся гребных винтов ограничен слева сечением Н–Н – это начало ускоренного движения частиц водно–газового потока, справа сечением H_1–H_1 – это конец ускоренного движения частиц водно–газового потока.

Необходимо отметить, что зона заторможенного потока B_2–C_2 генерируется только по корытцам лопастей второго рабочего колеса спутновращающихся гребных винтов. Зона заторможенного потока на лопастях первого рабочего колеса спутновращающихся гребных винтов не генерируется, поскольку водно–газовый поток инжектируется (всасывается) через каналы между лопастями первого рабочего колеса, которое играет роль только вращающегося направляющего аппарата.

Зона заторможенного потока B_2–C_2, рис. 13. 1, поз. 3, характеризуется зоной сжатия водно–газового потока B_2–K_2, в которой градиент статических давлений направлен против потока, и зоной ускоренного движения частиц водно–газового потока K_2–C_2, в которой градиент статических давлений направлен по потоку, или, другими словами, зона K_2–C_2 – это реактивное сопло, в котором генерируется тяга продуваемых профилей лопастей второго рабочего колеса спутновращающихся гребных винтов. При этом необходимо отметить, что внешний вид зоны заторможенного потока B_2–C_2, рис. 13. 1, поз. 3, характер распределения статических давлений в этой зоне полностью соответствует экспериментальным данным современной теории воздушно – реактивных двигателей по продуваемым профилям, [5, С. 68, рис. 3.3], где чётко и ясно показано, что максимальное давление продуваемого газового потока (водно–газовой смеси) по корытцу продуваемого профиля находится в зоне входной кромки продуваемого профиля, и это максимальное давление продуваемого потока постепенно уменьшается по мере перемещения потока к

выходной кромке продуваемого профиля, что полностью соответствует всем законам механики истечения жидкостей и газов.

На рис. 13. 1. представлено:

а – продуваемые профили лопастей первого и второго рабочего колеса спутновращающихся гребных винтов по миделю;

б – кинематический анализ характера изменения статических давлений, осевых скоростей продуваемого водно–газового потока в пределах контрольного контура Н–$Н_1$ спутновращающихся гребных винтов;

в – кинематический анализ характера изменений осевых ускорений (вторичных движущих динамических – инерционных сил) спутновращающихся гребных винтов в пределах контрольного контура Н–$Н_1$;

г – кинематический анализ характера изменения первичных движущих сил от изменения статических давлений продуваемого водно–газового потока спутновращающихся гребных винтов в пределах контрольного контура Н–$Н_1$;

Положение зоны невозмущённого потока, сечение Н–Н, регламентируется режимом работы спутновращающихся гребных винтов, при увеличении оборотов рабочих колёс сечение Н–Н удаляется от сечения $В_1$–$В_1$, при уменьшении оборотов сечение Н–Н приближается в сечению $В_1$–$В_1$.

При работе спутновращающихся гребных винтов в пределах контрольного контура Н–$Н_1$ всегда генерируются следующие зоны и сечения при скорости перемещения (полёта) $Vп \geq 0$:

Н–Н – сечение невозмущённого потока, регламентирующее равенство площадей (работ первичных движущих сил от изменения статических давлений водно–газового потока) в зонах Н–$В_2$ и $В_2$–$К_2$, рис. 13. 1;

Н–$В_1$ – зона ускоряемого водно–газового потока, в которой поток постепенно закручивается и достигает максимальной закрутки $С_{1u}$, рис. 13. 1, в сечении $В_1$–$В_1$ при этом генерируется дополнительный градиент статических давлений, grad $Р_д$, направленный к центру сечения $В_1$–$В_1$, который стягивает водно–газовый поток в жгут до и после сечения $В_1$–$В_1$;

$В_1$–$С_1$ – зона раскрутки водно–газового потока до осевого направления, в этой зоне водно–газовый поток начинает тормозиться и стягиваться в жгут под действием дополнительного градиента статических давлений, grad $Р_д$, от максимальных центробежных сил, генерируемых в сечении $В_1$–$В_1$, зона $В_1$–$С_1$ является началом формирования экстремума синусоидального характера изменения осевых скоростей водно–газового потока в зоне Н–$В_2$, в точке экстремума, сечение $В_1$–$В_1$, ускорение водно–газового потока максимально, рис. 13. 1, в.

$С_1$–$В_2$ – зона осевого водно–газового потока, который продолжает тормозиться дополнительным градиентом статических давлений, grad $Р_д$, обеспечивая при этом 100%–ную стабилизацию осевых скоростей от комля до периферии лопастей второго рабочего колеса спутновращающихся гребных винтов, в зоне $С_1$–$В_2$ завершается формирование синусоидального характера изменения осевых скоростей водно–газового потока в зоне Н–$В_2$, обеспечивая при этом нулевое ускорение водно – газового потока на входных кромках лопастей второго рабочего колеса спутновращающихся гребных винтов, рис.

13. 1, б, в зоне Н–B_2 градиент статических давлений и градиент первичных движущих сил от изменения статических давлений направлены по потоку;

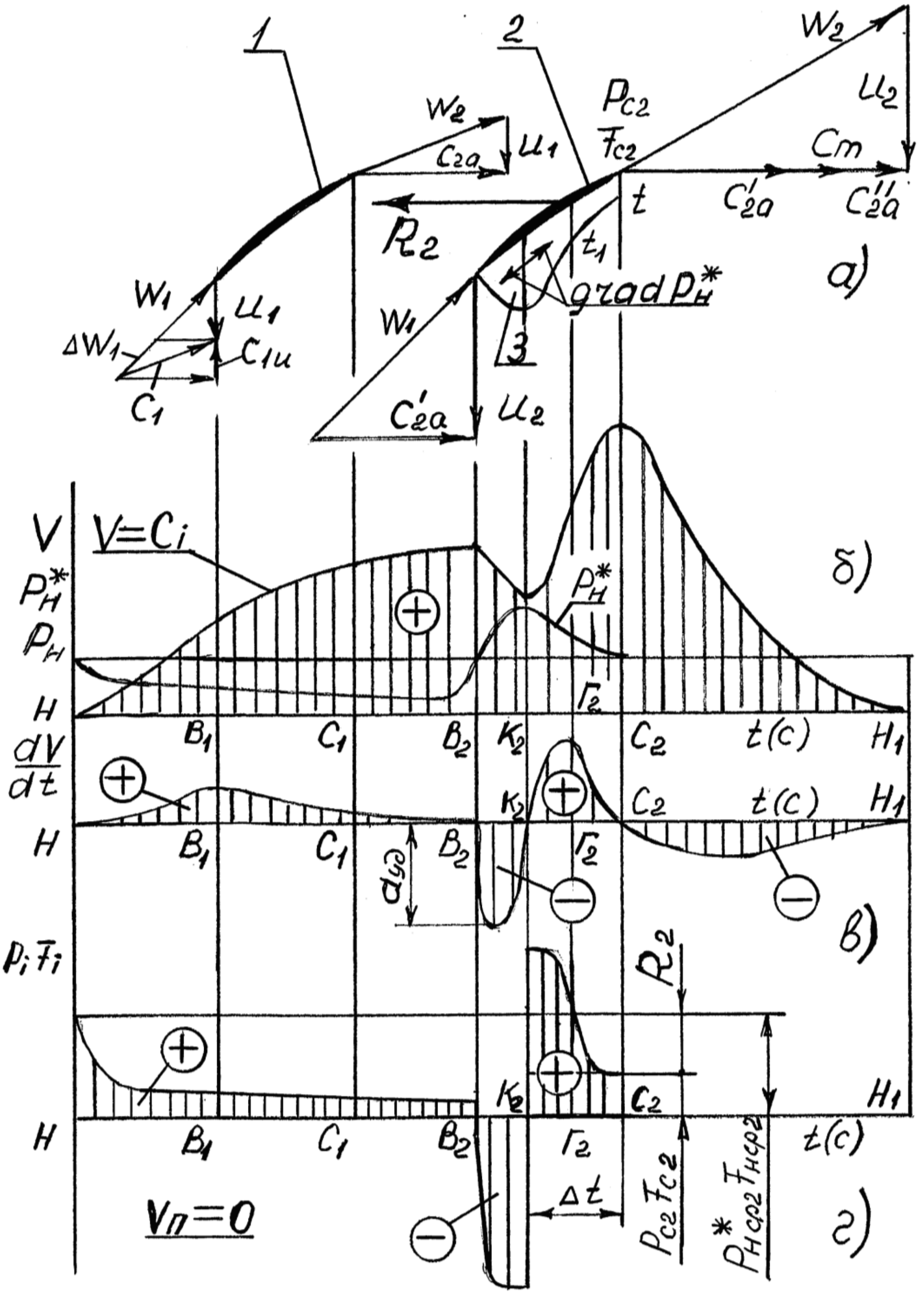


Рис. 13. 1. Кинематический анализ характера изменения статических давлений, первичных движущих сил от изменения статических давлений, осевых скоростей, ускорений (вторичных движущих динамических–инерционных сил) водно–газового потока в пределах контрольного контура Н–$Н_1$ для вывода формулы тяги, полётного (тягового) КПД, теоремы о подъёмной силе продуваемого профиля лопастей спутновращающихся гребных винтов.

B_2–K_2 – зона сжатия водно–газового потока по корытцу продуваемого профиля лопастей второго рабочего колеса спутновращающихся гребных винтов, в которой градиент статических давлений и градиент первичных движущих сил от изменения статических давлений направлены против потока;

K_2–C_2 – зона ускоряемого водно–газового потока, в которой градиент статических давлений и градиент первичных движущих сил от изменения статических давлений, рис. 13. 1, г, направлены по потоку, или зона K_2–C_2 – это реактивное сопло, в котором генерируется вся тяга (100 %) спутновращающихся гребных винтов;

C_2–H_1 –зона выходящей струи из второго спутновращающегося гребного винта, в которой при $P_c>P_н$ градиент статических давлений направлен по потоку, а градиент первичных движущих сил от изменения статических давлений водно–газового потока равен нулю, поскольку в выходящей струе, согласно закона Бойля–Мариотта, P_iF_i=const при любых P_c, при $P_c=P_н$ градиент статических давлений водно–газового потока равен нулю, градиент первичных движущих сил от изменения статических давлений тоже равен нулю, при $P_c<P_н$ градиент статических давлений водно–газового потока направлен против потока, а градиент первичных движущих сил от изменения статических давлений равен нулю, т.е. работа первичных движущих сил от изменения статических давлений водно–газового потока в зоне выводящей струи C_2–H_1 при любых значениях P_c всегда равна нулю, водно–газовый поток в выходящей струе движется только под действием инерционных сил.

H_1–H_1 – сечение невозмущённого потока, в котором ускорение продуваемого водно–газового потока равно нулю, при этом на подходе к этому сечению все газовые пузырьки опять растворяются в воде.

Зоны контрольного контура Н–H_1 спутновращающихся гребных винтов, рис. 13. 1, полностью совпадают с зонами контрольного контура турбореактивных двигателей, [6, С. 18, рис. 1], крыла птицы, [7, С. 14, рис. 1], паруса грот, [8, С. 13, рис.1], и других движителей на непрерывных потоках. Согласно единой теории движителей на непрерывных потоках процесс генерирования тяги всеми типами движителей на непрерывных потоках одинаков. Поэтому методика вывода формул тяги, полётного (тягового) КПД лопастей спутновращающихся гребных винтов ничем не будет отличаться от аналогичной для турбореактивных двигателей, а методика вывода теоремы о подъёмной силе продуваемого профиля лопастей спутновращающихся гребных винтов ничем не будет отличатся от аналогичной для крыла птицы, паруса, и др. движителей, т.е. единая теория движителей разработала единые, общие для всех типов движителей на непрерывных потоках, формулы тяги, полётного (тягового) КПД, теорему о подъёмной силе продуваемого профиля.

13. 2. 3. Характеристика внешних сил, действующих на трубку тока в зоне контрольного контура Н–H_1 лопастей спутновращающихся гребных винтов

При характеристике внешних сил, действующих на трубку тока в зоне контрольного контура Н–H_1 лопастей спутновращающихся гребных винтов,

необходимо учитывать, что всегда первична статика, а вторична динамика водно–газового потока.

К внешним силам, действующим на трубку тока в зоне Н–Н$_1$, относятся:

1. Первичные движущие силы от изменения статических давлений водно–газового потока, P_iF_i, где P_i – статическое давление продуваемого водно–газового потока в i– м сечении водно–газодинамического тракта в пределах контрольного контура Н–Н$_1$, F_i – площадь i–го сечения водно–газодинамического тракта в пределах контрольного контура Н–Н$_1$

2. Вторичные движущие силы от изменения динамических–инерционных сил, $m_{г.}a_i$, где $m_г$ – массовый секундный расход водно–газового потока через лопасть гребного винта, a_i – ускорение водно–газового потока в i– м сечении водно–газодинамического тракта в пределах контрольного контура Н–Н$_{1.}$

3. Силы сопротивления – это силы, направленные против потока, к которым могут относиться как первичные движущие силы от изменения статических давлений, например, в зоне В$_2$–К$_2$, так и динамические–инерционные силы, когда сила инерции направлена против потока, сила сопротивления $P_{c2}F_{c2}$.

4. Сила тяги R_2 лопастей спутновращающихся гребных винтов, которая, как и сила сопротивления $P_{c2}F_{c2}$ для зоны контрольного контура К$_2$–С$_2$, всегда направлена против потока при своём положительном значении. На отдельных участках контрольного контура Н–Н$_1$, например, в зоне В$_2$–К$_2$, генерируется отрицательная внешняя сила тяги, которая направлена по потоку, однако она всегда скомпенсирована положительной силой тяги, которая генерируется в зоне Н–В$_2$ спутновращающихся гребных винтов.

5. Гравитационные силы продуваемого водно–газового потока, которые при горизонтальном полёте (перемещении) не учитываются

Силы трения водно–газового потока о поверхность лопастей спутновращающихся гребных винтов не учитываем.

Таким образом, в контрольном контуре Н–Н$_1$ рассматривается замкнутая система всех внешним сил, действующих на трубку тока в зоне Н–Н$_1$, т.е. векторная сумма всех внешних сил в пределах контрольного контура Н–Н$_1$ всегда равна нулю, замыкает векторный силовой многоугольник, в нашем случае линия, всегда тяга лопастей второго рабочего колеса спутновращающихся гребных винтов.

Замкнутая система внешних сил, отражая единый Закон сохранения энергии, предусматривает и равенство работ всех внешних сил, направленных по потоку и против потока. При наличии кинематического анализа работа любых внешних сил условно изображается площадью соответствующих геометрических фигур, например, работа вторичных динамических–инерционных сил, направленных против потока, условно изображается двумя геометрическими фигурами со знаком «плюс», направленных по потоку, условно изображаются двумя геометрическими фигурами со знаком «минус» рис. 13. 1, в. Согласно Закону сохранения энергии сумма площадей геометрических фигур для вторичных движущих динамических–инерционных сил со знаком «плюс» всегда равна сумме площадей геометрических фигур со

знаком «минус» ,т.е. векторный силовой многоугольник, в нашем случае линия, всегда должен быть замкнутым для вторичных движущих динамических–инерционных сил, места для замыкающего вектора силы тяги R в этом силовом многоугольнике – линии нет, поэтому скорость водно–газового потока, генерирующая вторичные движущие динамические–инерционные силы, тяги никогда не создаёт.

Тяга в любом движителе на непрерывных потоках создаётся только первичными движущими силами от изменения статических давлений водно–газового потока, например, спутновращающихся гребных винтов. Закон сохранения энергии касается и для первичных движущих сил от изменения статических давлений водно–газового потока в пределах контрольного контура $Н–Н_1$, например, работа первичных движущих сил в зоне $Н–В_2$ со знаком «плюс», рис. 13 .1, г, полностью компенсируется работой первичных движущих сил в зоне $В_2–К_2$ со знаком «минус». Положительная работа первичных движущих сил в зоне $К_2–С_2$ полностью компенсируется отрицательной работой внешних сил – сил сопротивления $P_{c2}F_{c2}$ и силы тяги R_2 лопастей второго рабочего колеса спутновращающихся гребных винтов.

Отрицательная работа этих внешних сил сопротивлений, $P_{c2}F_{c2}$, R_2, в виде прямоугольных геометрических фигур со знаком «минус» на рис. 13. 1 условно не показана, но её всегда необходимо иметь ввиду.

Работа первичных движущих сил от изменения статических давлений водно–газового потока в зоне $С_2–Н_1$, как уже отмечалось, всегда равна нулю, поскольку работа силы $P_{c2}F_{c2}$ на участке $С_2–Н_1$ всегда компенсируется равной и противоположно направленной работой силы $P_{н1}F_{н1}$ на этом же участке, поскольку согласно закона Бойля – Мариотта, в выходящей струе

$$P_{c2}F_{c2}= P_iF_i= P_{н1}F_{н1}=const. \qquad (1)$$

Водно–газовый поток в зоне выходящей струи $С_2–Н_1$ движется только под действием силы инерции.

Таким образом, согласно Закону сохранения энергии сумма площадей геометрических фигур, изображающих работу первичных движущих сил от изменения статических давлений и вторичных движущих динамических – инерционных сил, со знаком «плюс» всегда равна сумме площадей геометрических фигур со знаком «минус», т.е. векторный силовой многоугольник, в нашем случае линия, всегда должен быть замкнутым, а для первичных движущих сил от изменения статических давлений водно–газового потока таким замыкающим вектором всегда является тяга R_2 лопастей второго рабочего колеса спутновращающихся гребных винтов.

На основании вышеизложенного уже разработанная единая теория движителей на непрерывных потоках ставила своей целью (заданием) создать новую теорию спутновращающихся гребных винтов на основе вывода принципиально новых фундаментальных формул тяги, полётного (тягового) КПД и теоремы о подъёмной силе продуваемой лопасти второго рабочего колеса спутновращающихся гребных винтов, показать и доказать, что

спутновращающееся гребные винты способны увеличить тягу на 200–300% по сравнению с однорядными гребными винтами.

13. 2. 4. Применение кинематического анализа характера изменений статических давлений, осевых скоростей, первичных движущих сил от изменения статических давлений, ускорений

Кинематический анализ, приведенный на рис. 13. 1, показывает, что основой для увеличения оборотов второго рабочего колеса в 2–3 раза по сравнению с однорядными гребными винтами, а значит и увеличения тяги на 200–300 %, является наличие осевой скорости водно–газового потока в зоне C_1–B_2 и полное устранение кинематической зоны жёсткого (упругого) удара в сечении B_2–B_2, которая имеет место в однорядных гребных винтах, [1, С. 21, фиг. 1, сечение В–В], путём замены характера движения частиц водно–газового потока с нарастающим ускорением, что имеет место в однорядных гребных винтах в зоне Н–В, [1, С. 21, фиг. 1], на синусоидальный, обеспечивающий нулевое ускорение частиц водно–газового потока в сечении B_2–B_2 спутновращающихся гребных винтов, рис. 13. 1, б, зона Н–B_2.

Кинематический анализ показывает также, что отрицательная работа первичных движущих сил от изменения статических давлений продуваемого водно–газового потока в зоне B_2–K_2 полностью компенсируется положительной работой первичных движущих сил в зоне Н–B_2

Таким образом, кинематический анализ показывает, что нескомпенсированной зоной работы первичных движущих сил от изменения статических давлений водно–газового потока, в которой генерируется тяга продуваемых лопастей второго рабочего колеса спутновращающихся гребных винтов, является зона K_2–C_2. Работа, подведенная к продуваемому водно–газовому потоку в зоне K_2–C_2, численно равна площади геометрической фигуры, ограниченной параболической кривой и осью абсцисс, заштрихованная зона со знаком «плюс». Площадь этой геометрической фигуры равна площади прямоугольника со сторонами $\mathrm{P}^*_{\text{нср}2} \cdot F_{\text{нср}2}$, K_2C_2. Поэтому, с учётом соответствующих масштабов, можно записать, что подведенная движителем к водно–газовому потоку работа в зоне K_2–C_2 равна

$$\mathrm{A}_{\text{п}2} = \mathrm{P}^*_{\text{нср}2} \cdot F_{\text{нср}2} \cdot \mathrm{K}_2\mathrm{C}_2,\ (\text{кГм}), \qquad (2)$$

где K_2C_2 равно перемещению потока за время Δt, рис. 1г.

Подведенная к продуваемому водно–газовому потоку в зоне K_2–C_2 работа $A_{\text{п}2}$ затрачивается на преодоление работы силы сопротивления

$$A_{cc2} = P_{c2} \cdot \mathrm{F}_{c2} \cdot \mathrm{K}_2\mathrm{C}_2,\ (\text{кГм}), \qquad (3)$$

и на преодоление работы силы тяги

$$A_{\mathrm{R}2} = \mathrm{R}_2 \cdot \mathrm{K}_2\mathrm{C}_2,\ (\text{кГм}) \qquad (4)$$

Таким образом, можно записать

$$A_{n2} = A_{cc2} + A_{\kappa 2}, \qquad (5)$$

или

$$\mathrm{P}^*_{\text{нср}2} \cdot F_{\text{нср}2} \cdot \mathrm{K}_2\mathrm{C}_2 = \mathrm{P}_{c2} \cdot F_{c2} \cdot \mathrm{K}_2\mathrm{C}_2 + R_2 \cdot \mathrm{K}_2\mathrm{C}_2 \qquad (6)$$

откуда

$$R_2 = P^*_{\text{нср}2} \cdot F_{\text{нср}2} - P_{c2.} F_{c2}, \text{ при } V_\text{п} = 0, \tag{7}$$

$$R_2' = P^{*/}_{\text{нср}2} \cdot F'_{\text{нср}2} - P'_{c2} \cdot F'_{c2}, \text{ при } V_\text{п} > 0, \tag{8}$$

где

$$P^{*/}_{\text{нср}2} = P^*_{\text{нср}2} \pm \Delta P^*_{\text{нср}2}, \tag{9}$$

где $\pm\Delta P^*_{\text{нср}2}$ – приращение или уменьшение среднего статического давления заторможенного водно–газового потока в среднем сечении $Г_2$–$Г_2$ водно–газодинамического тракта, рис.13. 1, при $V_п > 0$, при этом $\pm\Delta P^*_{\text{нср}2}$ зависит от скорости водно–газового потока в среднем сечении $Г_2$–$Г_{2.}$

Любое изменение скорости полёта (перемещения) влечёт за собой изменение всех пяти параметров, входящих в формулы тяги (7), (8) продуваемых лопастей второго рабочего колеса спутновращающихся гребных винтов. Естественно, полную тягу лопастей второго рабочего колеса необходимо рассчитывать с учётом количество лопастей

Вывод формул тяги (8) при $V_п > 0$ для лопастей второго рабочего колеса спутновращающихся гребных винтов аналогичен вышеприведенному.

Полётный (тяговый) КПД продуваемой лопасти второго рабочего колеса спутновращающихся гребных винтов определяется из уравнения

$$\eta_{\text{п}2} = \frac{A_{R2}}{A_{\text{п}2}} \tag{10}$$

откуда

$$\eta_{m2} = \left(1 - \frac{P_{c2} \cdot F_{c2}}{P^*_{нср2} \cdot F_{нср2}}\right) \cdot 100\%, \; \textit{при } V_n = 0, \tag{11}$$

$$\eta_{n2} = \left(1 - \frac{P'_{c2} \cdot F'_{c2}}{P^{*/}_{нср2} \cdot F'_{нср2}}\right) \cdot 100\%, \; \textit{при } V_n > 0, \tag{12}$$

Необходимо отметить, что направление вектора тяги R_2 второго рабочего колеса спутновращающихся гребных винтов всегда противоположно среднему вектору скоростей C_m.

Для однорядных гребных винтов направление вектора тяги никогда не совпадает с осью вращения винта, всегда составляет определённый угол α, [1, С. 24, фиг. 6а]

Поэтому теорему о подъёмной силе продуваемого профиля лопасти второго рабочего колеса спутновращающихся гребных винтов в общем виде можно описать уравнением

$$P_2 = R_2 \cdot \sin\alpha, \tag{13}$$

откуда

$$P_2 = (P^*_{нср2} \cdot F_{нср2} - P_{c2} \cdot F_{c2}) \cdot \sin\alpha, \; \textit{при } V_n = 0, \tag{14}$$

$$P_2' = (P^{*/}_{нср2} \cdot F'_{нср2} - P'_{c2} \cdot F'_{c2}) \cdot \sin\alpha', \; \textit{при } V_n > 0, \tag{15}$$

где P_2 – подъёмная сила продуваемого профиля лопасти второго рабочего колеса спутновращающихся гребных винтов.

Поэтому теорему о подъёмной силе продуваемого профиля лопасти второго рабочего колеса спутновращающихся гребных винтов можно сформулировать следующим образом:

Подъёмная сила продуваемого профиля лопасти второго рабочего колеса спутновращающихся гребных винтов всегда является функцией от тяги, генерируемой продуваемым профилем лопасти и расчитывается по формулам (13), (14), (15).

Отклонение вектора тяги R_1,, R_2 от оси гребного винта на угол α влияет на конечное значение полётного (тягового) КПД

$$\eta_{т2} = \left(1 - \frac{P_{c2} \cdot F_{c2}}{P^{*}_{нср2} \cdot F_{нср2}}\right) \cdot 100\% \cdot \sin\alpha, \; при \; V_п = 0, \tag{16}$$

$$\eta_{п2} = \left(1 - \frac{P'_{c2} \cdot F'_{c2}}{P^{*/}_{нср2} \cdot F'_{нср2}}\right) \cdot 100\% \cdot \sin\alpha^{1}, \; при \; V_п > 0. \tag{17}$$

Для спутновращающихся гребных винтов диффузорность лопастей второго рабочего колеса рассчитывается такой, чтобы угол α на расчётном режиме был бы равен нулю, [1, С. 24, фиг. 6б].

В формулах (2) – (17) для лопастей второго рабочего колеса спутновращающихся гребных винтов приняты следующие обозначения:

R_2 – тяга продуваемой лопасти второго рабочего колеса при $V_п$= 0;

$P^{*}_{нср2} = P^{*}_{г2}$ – статическое давление продуваемого водно–газового потока в среднем сечении $Г_2$–$Г_2$;

$F_{нср2}$ – площадь водно–газодинамического тракта в среднем сечении $Г_2$–$Г_2$ зоны $К_2$–$С_2$, равная $t_1 \cdot l$, где t_1– толщина водно–газодинамического тракта в среднем сечении $Г_2$–$Г_2$, l – длинна лопасти гребного винта.

P_{c2} – статическое давление продуваемого водно–газового потока в выходном сечении $С_2$–$С_2$ реактивного сопла зоны $К_2$–$С_2$ при $V_п$= 0;

F_{c2} – площадь водно–газодинамического тракта в выходном сечении $С_2$–$С_2$ реактивного сопла зоны $К_2$–$С_2$, равная $t \cdot l$, где t – толщина водно–газодинамического тракта в выходном сечении $С_2$–$С_2$ реактивного сопла зоны $К_2$–$С_2$ при $V_п$= 0;

α – угол между направлением вектора тяги R_2 и осью гребного винта при $V_п$= 0;

$\eta_{т2}$ – тяговый КПД продуваемой лопасти второго рабочего колеса спутновращающихся гребных винтов при $V_п$= 0;

P_2 – подъёмная сила продуваемого профиля лопасти второго рабочего колеса при $V_п$= 0;

R'_2 – тяга продуваемой лопасти второго рабочего колеса при $V_п > 0$;

$P^{*/}_{нср2} = P^{*/}_{г2}$ – статическое давление продуваемого водно–газового потока в среднем сечении $Г_2$–$Г_2$, водно–газодинамического тракта зоны $К_2$–$С_2$, приведенное к зоне невозмущённого потока Н при $V_п > 0$, зависит также от осевой скорости водно–газового потока в среднем сечении $Г_2$–$Г_2$;

$F'_{нср2}$ – площадь водно–газодинамического тракта в среднем сечении $Г_2$–$Г_2$, зоны $К_2$–$С_2$ при $V_п > 0$, равная $t'_1 \cdot l$, где t'_1 – толщина водно–газодинамического тракта в среднем сечении $Г_2$–$Г_2$ при $V_п > 0$;

P'_{c2} – статическое давление продуваемого водно–газового потока в выходном сечении $С_2$–$С_2$ реактивного сопла зоны $К_2$–$С_2$ при $V_п > 0$;

F'_{c2} – площадь водно–газодинамического тракта в выходном сечении $С_2$–$С_2$ реактивного сопла зоны $К_2$–$С_2$, равная $t^1 \cdot l$, где t^1 – толщина водно–газодинамического тракта в выходном сечении $С_2$–$С_2$ реактивного сопла зоны $К_2$–$С_2$ при $V_п > 0$;

α^1 – угол между направлением вектора тяги R'_2 и осью гребного винта при $V_п > 0$;

$\eta_{п2}$ – полётный (тяговый) КПД продуваемой лопасти второго рабочего колеса спутновращающихся гребных винтов при $V_п > 0$;

P'_2 – подъёмная сила продуваемой лопасти второго рабочего колеса спутновращающихся гребных винтов при $V_п > 0$;

13. 2. 5. Применение уравнения Эйлера, как контрольного варианта, для вывода формулы тяги продуваемой лопасти второго рабочего колеса спутновращающихся гребных винтов.

Для решения поставленной задачи рассмотрим правильное применение уравнения Эйлера для трубки тока в зоне $К_2$–$С_2$,[9, С. 10–13], [10, С. 70–71].

Для вывода формулы тяги продуваемой лопасти второго рабочего колеса спутновращающихся гребных винтов с помощью уравнения Эйлера необходимо обе части этого уравнения разделить на Δt с целью перехода на размерность к Г или Н, после чего уравнение Эйлера преобразуется во второй Закон И. Ньютона:

$$m_г \cdot \frac{\Delta V}{\Delta t} = m_г \cdot a = \sum P_i \, , \qquad (18)$$

где $m_г$ – секундный массовый расход водно–газового потока через продуваемую лопасть гребного винта, ΔV – разница осевых скоростей на выходе, V_2, из трубки тока в зоне $К_2$–$С_2$, сечение $С_2$–$С_2$, и на входе, V_1, в туже трубку тока, сечение $К_2$–$К_2$; Δt – время импульса всех внешних сил, действующих на трубку тока в зоне $К_2$–$С_2$, или время перемещения потока от сечения $К_2$–$К_2$ до сечения $С_2$–$С_2$; $\frac{\Delta V}{\Delta t} = a$ – изменение ускорения продуваемого водно–газового потока в зоне $К_2$–$С_2$; ΣP_i – сумма всех остальных внешних сил, действующих на трубку тока в зоне $К_2$–$С_2$, включая силу тяги R_2 продуваемой лопасти спутновращающихся гребных винтов, реакции отсоединенных потоков со стороны первичных движущих сил от изменения статических давлений, вторичных движущих динамических–инерционных сил продуваемого водно–газового протока, действующих слева на сечение $К_2$–$К_2$ от зоны Н–$К_2$ и справа на сечение $С_2$–$С_2$ от зоны $С_2$–$Н_1$, рис. 13. 1, г.

В этом случае уравнение Эйлера (18) читается только так:

Изменение силы инерции продуваемого водно–газового потока $m_г$ a, которая является одной из внешних сил, действующих на трубку тока в зоне $К_2–С_2$, всегда равняется сумме всех остальных внешних сил, включая силу тяги R_2 продуваемой лопасти гребного винта, а также реакции отсоединённых потоков от первичных движущих сил от изменения статических давлений, вторичных движущих динамических–инерционных сил продуваемого водно–газового потока, действующих на сечение $К_2–К_2$ слева от зоны $Н–К_2$ и справа на сечение $С_2–С_2$ от зоны $С_2–Н_1$.

Запишем уравнение Эйлера (18) в векторной форме:

$$\overline{m_г a} = \overline{P_{ин1}} + \overline{P_{ин2}} + \overline{P^*_{нср2} \cdot F_{нср2}} + \overline{P_{c2} \cdot F_{c2}} + \overline{R_2} \quad (19)$$

где $Р_{ин1}$ – реакция отсоединённого потока зоны $Н–К_2$ от динамических–инерционных сил, которая действует на сечение $К_2–К_2$ слева; $Р_{ин2}$ – реакция отсоединённого потока зоны $С_2–Н_1$ от динамических–инерционных сил, которая действует на сечение $С_2–С_2$ справа; R_2 – тяга продуваемой лопасти второго рабочего колеса спутновращающихся гребных винтов.

Реакции отсоединённых потоков зон $Н–К_2$ и $С_2–Н_1$, которые действуют на сечения $К_2–К_2$, $С_2–С_2$ со стороны первичных движущих сил от изменения статических давлений продуваемого водно–газового потока, всегда равняются нулю, поэтому уравнение Эйлера (19) можно записать так:

$$\overline{Р_{ин1}} + \overline{m_г a} + \overline{P_{ин2}} = \overline{R_2} + \overline{P^*_{нср2} \cdot F_{нср2}} + \overline{P_{c2} \cdot F_{c2}} \quad (20)$$

Левая часть этого уравнения является суммой вторичных движущих динамических–инерционных сил в пределах контрольного контура $Н–Н_1$, которая для любых движителей на непрерывных потоках, включая рассматриваемые спутновращающиеся гребные винты, всегда равняется нулю, рис.13. 1, в, тогда в модульной форме:

$$0 = -R_2 + P^*_{нср2} \cdot F_{нср2} - P_{c2} \cdot F_{c2}\,, \quad (21)$$

откуда

$$R_2 = P^*_{нср2} \cdot F_{нср2} - P_{c2} \cdot F_{c2}\,. \quad (7)$$

Таким образом, продуваемая лопасть второго рабочего колеса спутновращающихся гребных винтов генерирует тягу, полётный (тяговый) КПД, теорему о подъёмной силе продуваемого профиля, которые рассчитываются по единым формулам тяги, полётного (тягового) КПД, теореме о подъёмной силе продуваемого профиля для всех типов движителей на непрерывных потоках, (7), (8), (10), (11), (12), (14), (15), согласно уже разработанной единой теории движителей на непрерывных потоках.

Согласно выведенной теореме о подъёмной силе продуваемого профиля лопасти второго рабочего колеса спутновращающихся гребных винтов, формулы (14), (15), установлено, что подъёмную (поперечную – морская терминология) силу любого продуваемого профиля (грот парус яхты, крыло птицы, самолёта, планера, любой лопаточный профиль, включая продуваемую лопасть второго рабочего колеса спутновращающихся гребных винтов, и др.) всегда нужно рассматривать как функцию от тяги, генерируемой продуваемым профилем, установлено, что полётный (тяговый) КПД любого продуваемого профиля, включая любые лопасти гребных винтов, дополнительно зависят от

угла α, который образуется между вектором тяги R и осью гребного винта, формулы (16), (17), установлено, что все продуваемые лопасти любых гребных винтов, как и турбореактивные двигатели, относятся к движителям прямой реакции, тяга которых должна измеряется только в кГ или Н.

Исходя из вышеизложенного, единая теория движителей на непрерывных потоках ставит дополнительную цель (задание) перед организациями и фирмами, владеющими гидродинамической трубой: выдать все табличные данные согласно формул (7), (8), (10), (11), (12), (14), (15) с целью существенного упрощения расчёта любых лопастей гребных винтов, поскольку разработанная краткая теория спутновращающихся гребных винтов, согласно единой теории движителей на непрерывных потоках, утверждает, что конструктор не должен рассчитывать лопасть гребного винта, он должен выбрать её из табличных данных, оформленных согласно формул (7), (8), (10), (11), (12), (14), (15).

13. 3. Общие выводы. Перспективы дальнейших разработок

Разработанная краткая теория спутновращающихся гребных винтов является логической цепью серии статей, касающихся создания краткой теории однорядных гребных винтов, краткой теории контрвращающихся гребных винтов, краткой теории спутновращающихся гребных винтов, краткого сравнительного анализа однорядных, контрвращающихся и спутновращающихся гребных винтов с целью выбора наиболее эффективного варианта

В данной статье полностью решена проблема создания краткой теории спутновращающихся гребных винтов, основанной на применении неизвестного в современной теории гребных винтов метода кинематического анализа характера изменения статических давлений, осевых скоростей, первичных движущих сил от изменения статических давлений, ускорений (вторичных движущих динамических–инерционных сил) водно–газового потока. Выведены принципиально новые, единые для всех типов движителей на непрерывных потоках формулы тяги, (7), (8), полётного (тягового) КПД, (10), (11), (12), (16), (17), теоремы о подъёмной силе продуваемого профиля, (13), (14), (15), лопастей второго рабочего колеса спутновращающихся гребных винтов, раскрыты все преимущества последних перед однорядными и контрвращающихся гребными винтами.

Исходя из вышеизложенного, очередная статья будет касаться краткого сравнительного анализа однорядных, контрвращающихся, спутновращающихся гребных винтов, в которой последовательно будет показано и доказано , что наиболее эффективными гребными винтами являются спутновращающиеся, поскольку только в этих гребных винтах полностью устраняется кинематическая зона жёсткого (упругого) удара, что позволит увеличить обороты и тягу второго рабочего колеса спутновращающихся гребных винтов в 2–3 раза по сравнению с расчётными оборотами и тягой однорядных гребных винтов.

ЛИТЕРАТУРА К ГЛАВЕ 13

1. Патент 35561, Україна, МПК B63H 1/14, B63H 1/28, B63H 5/00. Судновий двигуно-рушійний комплекс [Текст] / Б.Ш. Мамедов. –№U200805116, заявл. 21.04.2008, опубл. 25.09.2008, Бюл. №18, 2008.
2. Справочник по малотоннажному судостроению [Текст] / Составитель Б.Г. Мордвинов. – Ленинград: Судостроение, 1988. – 576с.
3. Мамедов, Б. Ш. Глава 2. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Вывод формулы тяги, полетного (тягового) КПД, теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, как движителя [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Вісник національного технічного університету «ХПІ». –2011. – №33. – С. 146-153.
4. Мамедов, Б. Ш. Глава 9. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Вывод формулы тяги, полетного (тягового) КПД, теоремы о подъемной силе продуваемого профиля единичного размаха. как движителя на непрерывных потоках (краткая теория крыла самолета) [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Вісник національного технічного університету «ХПІ». – 2012. – №50(956). – С. 3-17.
5. Казанджан, П. К. Теория авиационных двигателей [Текст] / П. К. Казанджан, Н. Д. Тихонов, А. К. Янко. – М.: Машиностроение, 1983. – 223 с.
6. Мамедов, Б. Ш. Глава 1. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. вывод формулы тяги, полетного (тягового) КПД турбореактивных двигателей [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Восточно-Европейский журнал передовых технологий. – 2011. – Т. 4, N 7(52). - С. 15-20.
7. Мамедов, Б. Ш. Глава 7. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Вывод формулы тяги, полетного (тягового) КПД, теоремы о подъемной силе продуваемого профиля крыла птицы, как движителя [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Вісник національного технічного університету «ХПІ». – 2012. – №44. – С. 11-20.
8. Мамедов, Б. Ш. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Вывод формулы тяги паруса [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Восточно-Европейский журнал передовых технологий. – 2012. – Т. 5, N 7(59). - С. 11-17.
9. Мамедов, Б. Ш. Применение уравнения Эйлера для вывода формул тяги, полетного (тягового) КПД воздушно-реактивных двигателей по внешним параметрам газового потока при $\mathbf{v}_{п} \geq \mathbf{0}$ [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Вісник національного технічного університету «ХПІ». – 2013. – №4(978). – С. 3-15.
10. Мамедов, Б. Ш. Единая теория движителей. Вывод формул тяги, полетного (тягового) КПД ракетных двигателей [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Восточно-Европейский журнал передовых технологий. – 2013. – Т. 1, N 7(61). - С. 67-71.

ГЛАВА 14.
ЕДИНАЯ ТЕОРИЯ ДВИЖИТЕЛЕЙ НА НЕПРЕРЫВНЫХ ПОТОКАХ. КРАТКАЯ ТЕОРИЯ ОДНОРЯДНЫХ ВОЗДУШНЫХ ВИНТОВ

14. 1. Введение

В своей статье "Вихревая теория гребного винта" 1912 г. профессор Н. Е. Жуковский приводит вывод теоремы о подъемной силе продуваемого профиля:

$$P = \rho \omega_\infty \Gamma, \quad (1)$$

где

$$\Gamma = t \Delta W_u \ [1], \quad (2)$$

где ρ – плотность продуваемого потока, ω_∞ – скорость продуваемого потока в бесконечности, Г – циркуляция скорости продуваемого потока вокруг профиля, t – расстояние между продуваемыми профилями, ΔW_u – циркуляция скорости продуваемого потока вокруг профиля [1].

Основной ошибкой профессора Н. Е. Жуковского, которую он допустил при выводе теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, формула (1), является введение такого ошибочного понятия, как циркуляция $\Gamma = t\Delta W_u$, поскольку при правильно организованном рабочем процессе обтекания продуваемого профиля, например, лопасти воздушного винта, по корытцу и по спинке лопасти имеет место ламинарное обтекание продуваемого потока и ни о какой циркуляции потока вокруг продуваемого профиля лопасти воздушного винта не может быть и речи. Циркуляцию, или "присоединенный вихрь" профессор Н. Е. Жуковский наблюдал только при наличии отрыва продуваемого потока от спинки продуваемого профиля, зона Н-С-Н [2].

Выведенная профессором Н. Е. Жуковским теорема о подъемной силе продуваемого профиля, формула (1), не выдерживает критики с любых позиций. Например, проверим формулу (1) на предмет ее соответствия экспериментальным данным той же самой современной теории воздушно-реактивных двигателей, куда она, формула (1), заложена в качестве фундаментальной.

Согласно теореме о подъемной силе продуваемого профиля, формула (1), максимальное давление продуваемого потока на корытце продуваемого профиля находится там, где циркуляция $\Gamma = t\Delta W_u$ максимальна, т.е. на выходной кромке продуваемого профиля, а нулевое давление продуваемого потока находится там, где циркуляция $\Gamma = t\Delta W_u$ равна нулю, т.е. на входной кромке продуваемого профиля, поскольку на входной кромке $\Delta W_u = 0$, т.е. эпюра давлений по корытцу продуваемого профиля, согласно Н. Е. Жуковскому, имеет максимальное значение на выходной кромке продуваемого профиля и нулевое на входной кромке продуваемого профиля, формируя, таким образом, градиент давлений, направленный против потока, что противоречит всем законам механики истечения жидкостей и газов и экспериментальная часть современной теории ВРД четко это подтверждает, она гласит, что

максимальное давление продуваемого потока на корытце продуваемого профиля находится в зоне входной кромки и это давление постепенно уменьшается по мере перемещения продуваемого потока к выходной кромке продуваемого профиля, формируя, таким образом, градиент давлений, направленный по потоку [1], что соответствует всем законам механики истечения жидкостей и газов.

Поэтому физическая основа процесса генерирования подъемной силы продуваемого профиля на основе циркуляции ($\Gamma = t\Delta W_u$), объяснена профессором Н. Е. Жуковским ошибочно, а теорема о подъемной силе продуваемого профиля, формула (1), выведенная в его статье "Вихревая теория гребного винта" в 1912 г., нарушает все законы механики истечения жидкостей и газов и не может быть фундаментальной ни для какой теории.

Необходимо отметить, что профессор Н. Е. Жуковский работал над своей статьей "Вихревая теория гребного винта" во времена, 1906-1912 г., когда самолетостроение только зарождалось, когда научному миру не были известны такие понятия, как углы атаки, зоны отрыва продуваемого потока по корытцу и спинке продуваемого профиля, генерирующие неустойчивую работу, вибрации, флаттер самолета, поэтому его статью, в которой он приводит вывод теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, формула (1), необходимо рассматривать как первый, но ошибочный шаг на пути познания человеком такого сложнейшего теоретического и физического понятия, как процесс генерирования тяги и подъемной силы продуваемым профилем, как движителем.

Поэтому перед уже созданной единой теорией движителей на непрерывных потоках стояла проблема создания правильной теории воздушного винта, которая, как в капле воды, отражала бы единую теорию движителей на непрерывных потоках, включая правильную теорию воздушно-реактивных двигателей, в которой проведена тесная связь между теорией и экспериментом [3 - 6].

14. 2. Постановка цели

Применение кинематического анализа характера изменения статических давлений, осевых скоростей, ускорений (вторичных динамически-инерционных сил), первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока в пределах контрольного контура Н-$Н_1$ для вывода формул тяги, полетного (тягового) КПД, теоремы о подъемной силе продуваемого профиля лопасти воздушного винта, как движителя на непрерывных потоках, проводится впервые, а принятая терминология соответствует терминологии современной теории воздушно-реактивных двигателей.

14. 2.1. Выбор контрольного контура

Продуваемый миделевый профиль лопасти воздушного винта вращается по миделевому радиусу относительно оси воздушного винта с окружной скоростью U. Применив теорему о плоско-параллельном перемещении частиц газового потока, строим треугольник скоростей частиц газового потока на

входной кромке продуваемого профиля лопасти воздушного винта, сечение В-В. При вращении лопасти воздушного винта по ее корытцу генерируется зона заторможенного потока 1, в которой все частицы газового потока перемещаются к выходной кромке продуваемого профиля, сечение С-С, при этом на входной кромке генерируется разрежение, которое инжектирует (всасывает) газовый поток от сечения Н-Н. Сечение Н-Н называется зоной невозмущенного потока, с которой начинается контрольный контур, или сечение Н-Н – это начало ускоренного движения частиц газового потока. Таким образом, контрольный контур ограничиваем слева сечением Н-Н, справа сечением H_1-H_1 – это сечение, которое характеризует конец ускоренного движения частиц газового потока.

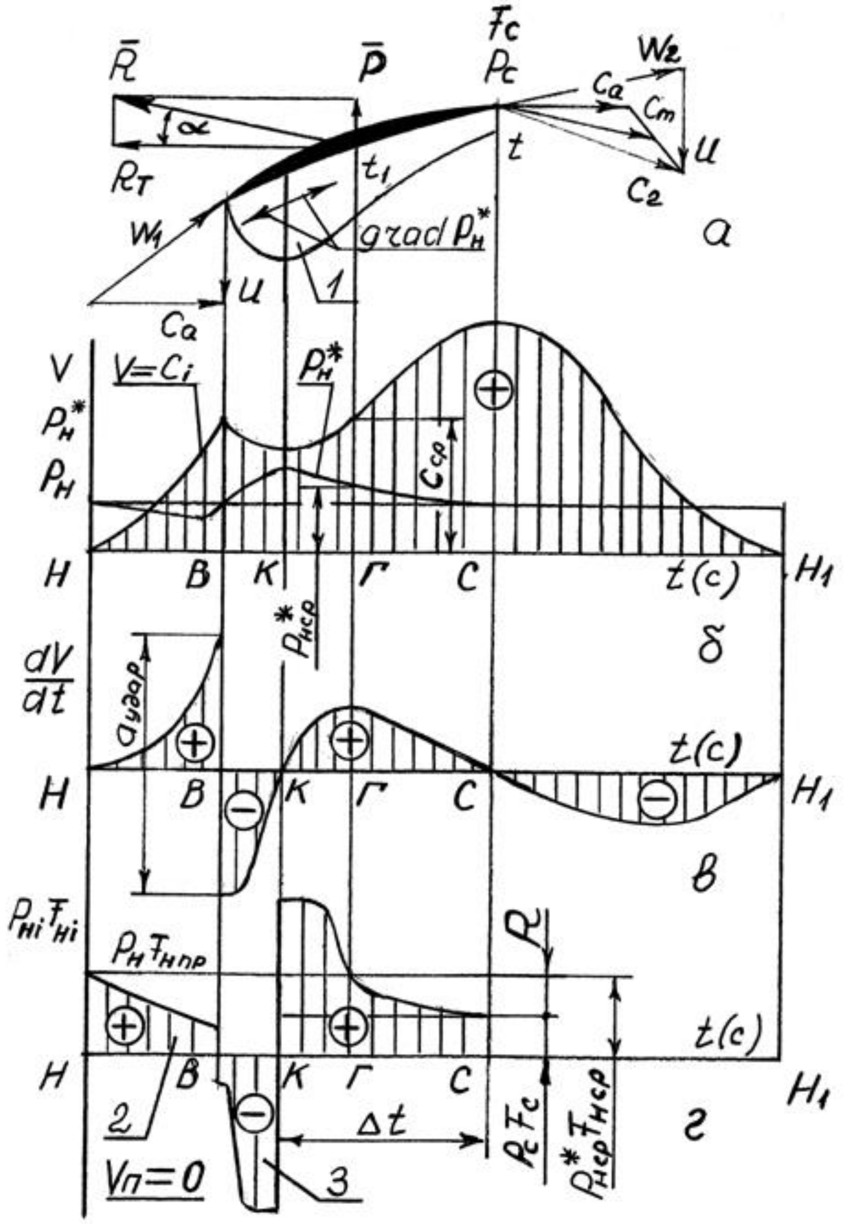


Рис. 14. 1. Кинематический анализ характера изменения статических давлений, осевых скоростей, ускорений (вторичных движущих динамически-инерционных сил), первичных движущих сил

Зона заторможенного потока (рис. 14. 1, поз. 1) характеризуется зоной сжатия газового потока В-К, в которой градиент статических давлений направлен против потока, и зоной ускоренного движения частиц газового потока К-С, в которой градиент статических давлений направлен по потоку, или, другими словами, зона К-С – это реактивное сопло, в котором генерируется тяга продуваемого профиля лопасти воздушного винта. При этом необходимо отметить, что внешний вид зоны заторможенного потока (рис.14. 1, поз. 1), характер распределения статических давлений в этой зоне полностью соответствует экспериментальным данным современной теории воздушно-реактивных двигателей по продуваемым профилям [1], где четко и ясно показано, что максимальное давление продуваемого газового потока по корытцу продуваемого профиля находится в зоне входной кромки продуваемого профиля, и это максимальное давление продуваемого потока постепенно уменьшается по мере перемещения потока к выходной кромке продуваемого профиля, что полностью соответствует всем законам механики истечения жидкостей и газов.

На рис. 14. 1 представлено:

а – продуваемый профиль лопасти воздушного винта по миделю;

б – кинематический анализ характера изменения статических давлений, осевых скоростей продуваемого потока в пределах контрольного контура Н-$Н_1$;

в – кинематический анализ характера изменения осевых ускорений (вторичных динамически-инерционных сил) в пределах контрольного контура Н-$Н_1$;

г – кинематический анализ характера изменения первичных движущих сил от изменения статических давлений продуваемого потока в пределах контрольного контура Н-$Н_1$.

Положение зоны невозмущенного потока Н-Н регламентируется режимом работы лопасти воздушного винта, при увеличении оборотов воздушного винта сечение Н-Н удаляется от сечения В-В, при уменьшении оборотов воздушного винта сечение Н-Н приближается к сечению В-В. При работе воздушного винта по корытцу продуваемой лопасти всегда генерируется зона заторможенного потока (рис. 14. 1, поз. 1) которая регламентирует следующие зоны и сечения контрольного контура Н-$Н_1$ при скорости перемещения воздушного винта, равной нулю:

Н-Н – сечение невозмущенного потока, регламентирующее равенство площадей (работ первичных сил) геометрических фигур (рис. 14. 1, поз. 2, 3)

Н-В – зона ускоряемого газового потока.

В-К – зона сжатия продуваемого газового потока, в которой градиент статических давлений направлен против потока.

К-С – зона ускоряемого газового потока, в которой градиент статических давлений направлен за потоком, или зона К-С – это реактивное сопло, в котором генерируется тяга продуваемого профиля лопасти воздушного винта.

С-С – выходное сечение реактивного сопла К-С, регламентирующее силу сопротивления P_cF_c, где P_c – статическое давление продуваемого потока в сечении С-С, F_c – площадь выходного сечения реактивного сопла К-С.

С-Н$_1$ – зона выходящей струи, в которой градиент статических давлений направлен по потоку, если $P_c > P_н$ (недорасширенный газовый поток), в которой градиент статических давлений равен нулю, если $P_c = P_н$ (нормально расширенный газовый поток), в которой градиент статических давлений направлен против потока, если $P_c < P_н$ (перерасширенный газовый поток), где $P_н$ – давление окружающей среды. При этом в выходящей газовой струе вне зависимости от величины Р$_c$, согласно закона Бойля-Мариотта, $P_iF_i = const$.

Н$_1$-Н$_1$ – сечение невозмущенного потока, в котором ускорение продуваемого газового потока равно нулю.

Зоны контрольного контура Н-Н$_1$ продуваемого профиля лопасти воздушного винта полностью совпадают с зонами контрольного контура Н-Н$_1$ турбореактивного двигателя [3], крыла птицы [5] и других движителей на непрерывных потоках. Согласно единой теории движителей на непрерывных потоках процесс генерирования тяги всеми типами движителей одинаков. Поэтому методика вывода формул тяги, полетного (тягового) КПД лопасти воздушного винта ничем не будет отличаться от аналогичной для турбореактивных двигателей, а методика вывода теоремы о подъемной силе продуваемого профиля лопасти воздушного винта ничем не будет отличаться от аналогичной для крыла птицы и др. движителей, т.е. единая теория движителей разработала единые, общие для всех типов движителей на непрерывных потоках формулы тяги, полетного (тягового) КПД, теорему о подъемной силе продуваемого профиля.

14. 2. 2. Характеристика внешних сил, действующих на трубку тока в зоне контрольного кон тура Н-Н$_1$ лопасти воздушного винта

При характеристике внешних сил, действующих на трубку тока в зоне контрольного контура Н-Н$_1$ необходимо учитывать, что всегда первична статика, а вторична динамика.

К внешним силам, действующим на трубку тока в зоне Н-Н$_1$, относятся:

1. Первичные движущие силы от изменения статических давлений P_iF_i, где P_i – статическое давление продуваемого газового потока в i-м сечении газодинамического тракта в пределах контрольного контура Н-Н$_1$, F_i – площадь i-го сечения газодинамического тракта в пределах контрольного контура Н-Н$_1$;

2. Вторичные движущие силы от изменения динамически-инерционных сил $m_г a_i$, где $m_г$ – массовый секундный расход газового потока через лопасть воздушного винта, a_i – ускорение газового потока в i-м сечении газодинамического тракта в пределах контрольного контура Н-Н$_1$;

3. Силы сопротивления – это силы, которые направлены против потока и к которым могут относиться как первичные движущие силы от изменения статических давлений, например, в зоне В-К, динамически-инерционные силы, когда сила инерции направлена против потока, так и сила сопротивления P_cF_c;

4. Сила тяги R лопасти воздушного винта;

5. Гравитационные силы продуваемого газового потока, которые при горизонтальном перемещении не учитываются.

Силы трения газового потока о поверхность лопасти воздушного винта не учитываем.

Таким образом, в контрольном контуре Н-$Н_1$ рассматривается замкнутая система всех внешних сил, действующих на трубку тока в зоне Н-$Н_1$, т.е. векторная сумма всех внешних сил в пределах контрольного контура Н-$Н_1$ всегда равна нулю, замыкает векторный силовой многоугольник, в нашем случае линия, всегда тяга лопасти воздушного винта.

Замкнутая система внешних сил, отражая единый Закон сохранения энергии, предусматривает и равенство работ всех внешних сил, направленных по потоку и против потока. При наличии кинематического анализа работа любых внешних сил условно изображается площадью соответствующих геометрических фигур, например, работа вторичных динамически-инерционных сил, направленных против потока, условно изображается двумя геометрическими фигурами со знаком "плюс", направленных по потоку условно изображается двумя геометрическими фигурами со знаком "минус", рис. 14. 1, в. Согласно Закону сохранения энергии сумма площадей геометрических фигур со знаком "плюс" всегда равна сумме площадей геометрических фигур со знаком "минус", т. е. векторный силовой многоугольник, в нашем случае линия, всегда должен быть замкнутым для вторичных динамически-инерционных сил. То же самое касается и первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока в пределах контрольного контура Н-$Н_1$, например, работа первичных сил и сил сопротивлений (R, P_cF_c), направленных против потока, условно изображается геометрическими фигурами со знаком "минус", к которым относятся работа первичных сил в зоне В-К, в зоне К-С для силы тяги лопасти воздушного винта R и силы сопротивления P_cF_c, работа первичных сил, направленных за потоком, условно изображается геометрическими фигурами со знаком "плюс", к которым относятся работа первичных сил в зоне Н-В, в зоне К-С, рис. 14. 1, г. Согласно Закону сохранения энергии сумма площадей геометрических фигур для первичных сил со знаком "плюс" всегда равна сумме площадей геометрических фигур со знаком "минус", т.е. векторный силовой многоугольник, в нашем случае линия, всегда должен быть замкнутым, при этом замыкающим вектором силового многоугольника (линии) для первичных сил и сил сопротивления будет являться тяга R лопасти воздушного винта.

На основании вышеизложенного, уже созданная единая теория движителей на непрерывных потоках ставила своей целью (заданием) создать новую теорию воздушного винта на основе вывода принципиально новых фундаментальных формул тяги, полетного (тягового) КПД и теоремы о подъемной силе продуваемой лопасти воздушного винта.

14. 3. Кинематический анализ характера изменения статических давлений, осевых скоростей, ускорений, первичных движущих сил

Кинематический анализ, приведенный на рис. 14. 1, показывает, что при вращении лопасти воздушного винта перед входной кромкой, сечение В-В, генерируется разрежение и частицы газового потока с некоторого сечения Н-Н, которое называется зоной невозмущенного потока, начинают перемещаться к сечению В-В с нарастающим ускорением, рис. 14. 1, в. При достижении входной кромки лопасти воздушного винта газовый поток сжимается, его осевая скорость уменьшается, а статическое давление, наоборот, увеличивается. Процесс сжатия газового потока осуществляется до сечения К-К, после которого газовый поток в зоне К-С ускоряется, зона К-С при этом является реактивным соплом, в котором генерируется тяга R лопасти воздушного винта.

При этом необходимо отметить, что вектор тяги R, который генерируется лопастью воздушного винта, всегда противоположен среднему вектору C_m, рис. 14. 1, а, и составляет определенный угол α к горизонту или к оси вращения воздушного винта, разложение вектора тяги R на две составляющие $R_т$, P, где P – это подъемная сила, генерируемая лопастью воздушного винта, дает возможность сформулировать теорему о подъемной силе продуваемой лопасти воздушного винта.

Кинематический анализ показывает, что касательная к любой точке кривой, характеризующей изменение осевых скоростей газового потока в зоне Н-В, имеет определенный угол наклона α к горизонту, при этом tgα, условно характеризующий ускорение газового потока, с увеличением осевой скорости последнего растет и имеет положительное значение. В сечении В-В tgα мгновенно меняет свое значение на отрицательное, что является свидетельством наличия в сечении В-В так называемой кинематической зоны жесткого (упругого) удара, сила которого прямо пропорциональна произведению секундной массы газового потока на ускорение удара, рис. 14. 1, в, генерируя в окружающее пространство мощные ударные волны в колебательном режиме, что является основным недостатком всех однорядных воздушных винтов, регламентируя окружную скорость на лопастях воздушных винтов не более 290-310 м/с.

Кинематический анализ показывает, что вторичные динамически-инерционные силы в пределах контрольного контура $Н\text{-}Н_1$ дают общую сумму, равную нулю, или, другими словами, суммарная работа вторичных динамически-инерционных сил в пределах контрольного контура $Н\text{-}Н_1$ всегда равна нулю (рис. 14. 1, в). Графически это выражается в том (рис. 14. 1, в), что площадь геометрических фигур, условно отражающих работу вторичных динамически-инерционных сил со знаком "плюс" всегда равны площади геометрических фигур со знаком "минус".

Исходя, из этого кинематический анализ делает следующий вывод: изменение скорости продуваемого газового потока, обтекающего продуваемую лопасть воздушного винта в пределах контрольного контура $Н\text{-}Н_1$, генерирует динамически-инерционные силы, сумма которых в пределах контрольного контура $Н\text{-}Н_1$ всегда равна нулю, это означает, что скорость продуваемого

потока никогда не создает тягу движителя. Тяга любого движителя на непрерывных потоках создается только положительной работой первичных движущих сил от изменения статических давлений продуваемого потока в зоне К-С, поскольку положительная работа первичных сил в зоне К-С, рис. 14. 1, г, полностью компенсируется отрицательной работой силы тяги R движителя и отрицательной работой силы сопротивления $P_c F_c$.

Кинематический анализ показывает, что к основным недостаткам однорядных воздушных винтов относятся:

1. Повышенная децибельная характеристика, которая регламентируется ударными волнами, генерируемыми в кинематической зоне жесткого (упругого) удара (рис. 14. 1, в, сечение В-ВҐ);

2. Наличие кинематической зоны жесткого (упругого) удара (рис. 14. 1, в, сечение В-В);

3. Низкая окружная скорость вращения воздушных винтов, что регламентируется п.2;

4. Закрутка потока на выходе из лопасти воздушного винта;

5. Отклонение вектора тяги R лопасти воздушного винта от оси вращения на угол α.

Кинематический анализ показывает также, что отрицательная работа первичных движущих сил от изменения статических давлений продуваемого газового потока в зоне В-К полностью компенсируется положительной работой первичных движущих сил от изменения статических давлений продуваемого потока в зоне Н-В.

Таким образом, нескомпенсированной зоной работы первичных движущих сил от изменения статических давлений продуваемого газового потока, в которой генерируется тяга продуваемой лопасти воздушного винта, является зона К-С. Работа, подведенная к продуваемому газовому потоку в зоне К-С, численно равна площади геометрической фигуры, ограниченной параболической кривой и осью абсцисс, заштрихованная зона со знаком "плюс". Площадь этой геометрической фигуры равна площади прямоугольника со сторонами $P^*_{н_{ср}} \cdot F_{н_{ср}}$, КС. Поэтому, с учетом соответствующих масштабов, можно записать, что работа в зоне К-С равна:

$$A_п = P^*_{нср} F_{нср} \cdot KC, \text{ (кГ·м)}, \tag{3}$$

где КС равно перемещению потока за время Δt, рис. 14. 1, г.

Подведенная к продуваемому водно-газовому газовому потоку в зоне К-С работа $A_п$ затрачивается на преодоление работы силы сопротивления:

$$A_{сс} = P_c F_c \cdot KC, \text{ (кГ·м)}, \tag{4}$$

и на преодоление работы силы тяги лопасти воздушного винта:

$$A_R = R \cdot KC, \text{ (кГ·м)}. \tag{5}$$

Таким образом, можно записать:

$$A_п = A_{сс} + A_R, \text{ или} \tag{6}$$

$$P^*_{нср} F_{нср} \cdot KC = P_c F_c \cdot KC + R \cdot KC, \tag{7}$$

откуда:

$$R = P^{*}_{нср}F_{нср} - P_cF_c\text{, при } V_n = 0, \tag{8}$$

$$R' = P^{*/}_{нср}F'_{нср} - P'_cF'_c\text{, при } V_n > 0, \tag{9}$$

где $P^{*'}_{нср} = P^{*}_{нср} \pm P^{*}_{нср}$,

где $\pm P^{*}_{нср}$ приращение или уменьшение среднего статического давления заторможенного газового потока в среднем сечении Г-Г газодинамического тракта при $V_n > 0$, рис. 14. 1.

Любое изменение скорости полета влечет за собой изменение всех пяти параметров, входящих в формулы тяги (8), (9) продуваемой лопасти воздушного винта.

Таким образом, векторный силовой многоугольник, в нашем случае линия, согласно уравнений (8), (9), всегда замыкается вектором тяги R, R' продуваемой лопасти воздушного винта.

Полетный (тяговый) КПД продуваемой лопасти воздушного винта определяется из уравнения:

$$\eta_n = \frac{A_R}{A_n}, \tag{10}$$

откуда:

$$\eta_m = \left(1 - \frac{P_cF_c}{P^{*}_{нср}F_{нср}}\right)\cdot 100\%\text{, при } V_n = 0 \tag{11}$$

$$\eta_n = \left(1 - \frac{P'_cF'_c}{P^{*/}_{нср}F'_{нср}}\right)\cdot 100\%\text{, при } V_n > 0 \tag{12}$$

Необходимо отметить, что направление вектора тяги R продуваемой лопасти воздушного винта всегда противоположно вектору средней скорости C_m, рис. 14. 1, а, и всегда составляет определенный угол α с направлением скорости полета $V_п$, поэтому теорема о подъемной силе продуваемой лопасти воздушного винта описывается уравнением:

$$P = R\cdot\sin\alpha, \tag{13}$$

откуда:

$$P = (P^{*}_{нср}F_{нср} - P_cF_c)\cdot\sin\alpha\text{, при } V_n = 0 \tag{14}$$

$$P' = (P^{*/}_{нср}F'_{нср} - P'_cF'_c)\cdot\sin\alpha'\text{, при } V_n > 0 \tag{15}$$

Поэтому теорему о подъемной силе продуваемой лопасти воздушного винта можно сформулировать следующим образом:

Подъемная сила продуваемой лопасти воздушного винта всегда является функцией от тяги, генерируемой продуваемой лопастью и рассчитывается по формулам (13), (14), (15).

Отклонение вектора тяги R, R', генерируемой продуваемой лопастью воздушного винта, от оси воздушного винта на угол α влияет на конечное значение полетного (тягового) КПД:

$$\eta_m = \left(1 - \frac{P_cF_c}{P^{*}_{нср}F_{нср}}\right)\cdot 100\%\cdot\sin\alpha\text{, при } V_n = 0 \tag{16}$$

$$\eta_n = \left(1 - \frac{P'_c F'_c}{P^{*/}_{нср} F'_{нср}}\right) \cdot 100\% \cdot \sin\alpha', \text{ при } V_n > 0 \qquad (17)$$

В формулах (3) – (17) приняты следующие обозначения:

R – тяга продуваемой лопасти воздушного винта при $V_n = 0$;

$P^*_{нср} = P^*_г$ – статическое давление продуваемого газового потока в среднем сечении Г-Г газодинамического тракта зоны К-С, приведенное к зоне невозмущенного потока Н, при $V_n = 0$;

$F_{нср}$ – площадь газодинамического тракта в среднем сечении Г-Г зоны К-С, равная $t_1 \cdot l$ при $V_n = 0$, где t_1 – толщина газодинамического тракта в среднем сечении Г-Г, l – длина лопасти воздушного винта;

P_c – статическое давление продуваемого газового потока в выходном сечении С-С реактивного сопла зоны К-С при $V_n = 0$;

F_c – площадь газодинамического тракта в выходном сечении С-С реактивного сопла зоны К-С, равная $t \cdot l$, где t – толщина газодинамического тракта в выходном сечении С-С реактивного сопла зоны К-С при $V_n = 0$;

α – угол между направлением вектора тяги R и осью воздушного винта при $V_n = 0$;

η_m –тяговый КПД продуваемой лопасти воздушного винта при $V_n = 0$;

Р – подъемная сила продуваемой лопасти воздушного винта при $V_n = 0$;

R' – тяга продуваемой лопасти воздушного винта при $V_n > 0$;

$P^{*/}_{нср} = P^{*/}_г$ – статическое давление продуваемого газового потока в среднем сечении Г-Г газодинамического тракта зоны К-С, приведенное к зоне невозмущенного потока Н, при $V_n > 0$;

$F'_{нср}$ – площадь газодинамического тракта в среднем сечении Г-Г зоны К-С при $V_n > 0$, равная $t'_1 \cdot l$, где t'_1 – толщина газодинамического тракта в среднем сечении Г-Г при $V_n > 0$;

P'_c– статическое давление продуваемого газового потока в выходном сечении С-С реактивного сопла зоны К-С при $V_n > 0$;

α' – угол между направлением вектора тяги R' и осью воздушного винта при $V_n > 0$;

η_n –полетный (тяговый) КПД продуваемой лопасти воздушного винта при $V_n > 0$;

P'– подъемная сила продуваемой лопасти воздушного винта при $V_n > 0$;

14. 3. 1. Применение уравнения Эйлера, как контрольного варианта, для вывода формулы тяги продуваемой лопасти воздушного винта

Для вывода формулы тяги продуваемой лопасти воздушного винта с помощью уравнения Эйлера необходимо обе части этого уравнения разделить на Δt с целью перехода на размерность кГ или Н, после чего уравнение Эйлера преобразуется во второй закон И.Ньютона [7, 8]:

$$m_г \cdot \frac{\Delta V}{\Delta t} = m_г \cdot a = \sum P_i \,, \qquad (18)$$

где $m_г$ – секундный массовый расход газового потока через продуваемую лопасть воздушного винта, площадь сечения этого потока в зоне невозмущенного потока Н, рис. 14. 1, а, регламентируется площадью $F_{Нпр}$, равной лобовой площади продуваемого профиля по направлению вектора W_1, а в зоне заторможенного потока В-С регламентируется площадью газодинамического тракта; ΔV – разница осевых скоростей на выходе, V_2, из трубки тока в зоне К-С (сечение С-С) и на входе, V_1, в эту же трубку тока (сечение К-К); Δt – время импульса внешних сил, действующих на трубку тока в зоне К-С, или время перемещения потока от сечения К-К до сечения С-С; $\frac{\Delta V}{\Delta t} = a$ – изменение ускорения продуваемого газового потока в зоне К-С; $m_г \cdot a$ – изменение силы инерции продуваемого газового потока в зоне К-С; $\sum P_i$ – сумма всех остальных внешних сил, действующих на трубку тока в зоне К-С, включая силу тяги R продуваемой лопасти воздушного винта, реакции отсоединенных потоков со стороны первичных движущих сил от изменения статического давления, вторичных динамических-инерционных сил, действующих слева на сечение К-К от зоны Н-К и справа на сечение С-С от зоны С-H_1.

В этом случае уравнение Эйлера (18) читается только так: изменение силы инерции продуваемого газового потока $m_г a$, которая является одной из внешних сил, действующих на трубку тока в зоне К-С, всегда равняется сумме всех остальных внешних сил, включая силу тяги R продуваемой лопасти воздушного винта, а также реакции отсоединенных потоков от первичных движущих сил от изменения статических давлений, вторичных динамических-инерционных сил, действующих на сечение К-К слева от зоны Н-К и на сечение С-С справа, от зоны С-H_1.

Запишем уравнение Эйлера (18) в векторной форме:

$$\overline{m_г a} = \overline{P_{ин_1}} + \overline{P_{ин_2}} + \overline{P^*_{Нср} F_{Нср}} + \overline{P_c F_c} + \overline{R}\,, \qquad (19)$$

где $P_{ин1}$ – реакция отсоединенного потока зоны Н-К от динамических-инерционных сил, которая действует на сечение К-К слева; $P_{ин2}$ – реакция отсоединенного потока зоны С-H_1 от динамических-инерционных сил, которая действует на сечение С-С справа; R – тяга продуваемой лопасти воздушного винта.

Реакции отсоединенных потоков в зоне Н-К и С-H_1, которые действуют на сечения К-К, С-С со стороны первичных движущих сил от изменения статических давлений продуваемого газового потока, всегда равняются нулю, поэтому уравнение Эйлера (19) можно записать так:

$$\overline{P_{ин_1}} + \overline{m_г a} + \overline{P_{ин_2}} = \overline{R} + \overline{P^*_{Нср} F_{Нср}} + \overline{P_c F_c} \qquad (20)$$

Левая часть этого уравнения является суммой вторичных динамических-инерционных сил в пределах контрольного контура Н-H_1, которая всегда равняется нулю, тогда в модульной форме:

$$0 = -R + P^{*}_{Hcp} F_{Hcp} - P_c F_c, \tag{21}$$

откуда следует формула (8).

Таким образом, продуваемая лопасть воздушного винта генерируют тягу, полетный (тяговый) КПД, которые рассчитываются по единым формулам тяги, полетного (тягового) КПД для всех типов движителей на непрерывных потоках, (8), (9), (11), (12) согласно уже разработанной единой теории движителей на непрерывных потоках.

Согласно выведенной теореме о подъемной силе продуваемой лопасти воздушного винта, установлено, что подъемную силу любого продуваемого профиля (грот парус яхты, крыло птицы, самолета, планера, любой лопаточный профиль, включая продуваемую лопасть воздушного винта и др.) всегда нужно рассчитывать как функцию от тяги, генерируемой продуваемым профилем, установлено, что полетный (тяговый) КПД любого продуваемого профиля, включая лопасть воздушного винта, дополнительно зависит от угла α, который образуется между вектором тяги R и осью воздушного винта, формулы (16), (17), установлено также, что все продуваемые лопасти любых воздушных винтов, как и турбореактивные двигатели, относятся к движителям прямой реакции, тяга которых должна измеряться только в кГ или Н.

Исходя из вышеизложенного, единая теория движителей на непрерывных потоках ставит дополнительную цель (задание) перед организациями и фирмами, владеющими аэродинамической трубой, выдать все табличные данные согласно формул (8), (9), (16), (17) с целью существенного упрощения расчета лопастей любых воздушных винтов, поскольку разработанная краткая теория воздушного винта, согласно единой теории движителей на непрерывных потоках, утверждает, что конструктор не должен рассчитывать лопасть воздушного винта, он должен выбрать ее из табличных данных, оформленных согласно формул (8), (9), (16), (17).

14. 4. Общие выводы. Перспективы дальнейших разработок

Содержание данной статьи открывает широкие перспективы, прежде всего её практического применения, например, отклонение вектора тяги R лопасти воздушного винта на угол α от оси воздушного винта, рис. 14. 1, а, ставит перед конструкторами решаемую задачу: какие воздушные винты необходимо применить, чтобы обеспечить их максимальный КПД путем обеспечения угла α, равного нулю.

Для получения исходных данных для такого расчета ведущим организациям, фирмам, владеющим аэродинамической трубой, необходимо провести целенаправленную продувку различных профилей лопастей воздушных винтов с целью точной фиксации геометрических и газодинамических параметров зоны заторможенного потока В-С (рис. 14. 1, поз. 1).

Таким образом, современная теория воздушно-реактивных двигателей, основанная на ошибочных формулах тяги, полетного (тягового) КПД, выведенных академиком Б.С.Стечкиным в 1929 г. [3], и на такой же ошибочной теореме о подъемной силе продуваемого профиля, формулы (1), (2),

выведенной профессором Н.Е.Жуковским в 1912 г., задержала технический прогресс в области авиадвигателестроения, более чем на 80 лет, в результате чего выпускники авиационных Вузов, будущие конструктора авиадвигателей, не имеют ни малейшего понятия о реальном процессе генерирования тяги турбореактивными двигателями, о реальном термодинамическом цикле турбореактивных двигателей в координатах P-V, T-S, о реальном физическом представлении процесса генерирования отрывных течений, о реальной теореме о подъемной силе продуваемого профиля, о реальном кинематическом анализе характера изменения статических давлений, осевых скоростей, ускорений (вторичных движущих динамически-инерционных сил), первичных движущих сил от изменения статических давлений потока в пределах контрольного контура $H\text{-}H_1$, рис. 14. 1, о реальных зонах заторможенного потока и т.д.

Исходя из вышеизложенного, конечной целью серии статей будет являться: показать и доказать, что тягу воздушных винтов можно увеличить на 200-300%, если устранить кинематическую зону жесткого (упругого) удара в сечении В-В, рис. 14. 1, в [9, 10]. Поэтому очередная статья будет касаться полного анализа контрвращающихся воздушных винтов.

ЛИТЕРАТУРА К ГЛАВЕ 14

1. Казанджан, П. К. Теория авиационных двигателей [Текст] / П. К. Казанджан, Н. Д. Тихонов, А. К. Янко. – М.: Машиностроение, 1983. – 223 с.

2.Мамедов, Б. Ш. Глава 9. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Вывод формулы тяги, полетного (тягового) КПД, теоремы о подъемной силе продуваемого профиля единичного размаха, как движителя на непрерывных потоках (краткая теория крыла самолета) [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Вісник національного технічного університету «ХПІ». Збірник наукових праць. Тематичний випуск: Нові рішення в сучасних технологіях. – 2012. – №50(956). – С. 3-17.

3.Мамедов, Б. Ш. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Вывод формулы тяги, полетного (тягового) КПД турбореактивных двигателей [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Восточно-Европейский журнал передовых технологий. – 2011. – №4/7 (52). - С. 15-20.

4.Мамедов, Б. Ш. Глава 2. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Вывод формулы тяги, полетного (тягового) КПД, теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, как движителя [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Вісник національного технічного університету «ХПІ». Збірник наукових праць. Тематичний випуск: Нові рішення в сучасних технологіях. – 2011. – №33. – С. 146-153.

5.Мамедов, Б. Ш. Глава 7. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Вывод формулы тяги, полетного (тягового) КПД, теоремы о подъемной силе продуваемого профиля крыла птицы, как движителя [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Вісник національного технічного університету «ХПІ». Збірник наукових праць. Тематичний випуск: Нові рішення в сучасних технологіях. – 2012. – №44(950). – С. 11-20.

6.Мамедов, Б. Ш. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Вывод формулы тяги паруса [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Восточно-Европейский журнал передовых технологий. – 2012. – №5/7 (59). – С. 11-17.

7.Мамедов, Б. Ш. Применение уравнения Эйлера для вывода формул тяги, полетного (тягового) КПД воздушно-реактивных двигателей по внешним параметрам газового потока при $V_n \geq 0$ [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Вісник національного технічного університету «ХПІ». – 2013. – №4(978). – С. 3-15.

8.Мамедов, Б. Ш. Единая теория движителей. Вывод формул тяги, полетного (тягового) КПД ракетных двигателей [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Восточно-Европейский журнал передовых технологий. – 2013. –№1/7(61). - С. 67-71.

9.Мамедов, Б. Ш. Глава 4. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Разработка направления технического прогресса в области авиадвигателестроения, связанного с повышением газодинамической устойчивости работы воздушно-реактивных двигателей при взлете, полете и посадке [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Вісник національного технічного університету «ХПІ». – 2011. – №34. – С. 124-134.

10. Мамедов, Б. Ш. Глава 5. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Разработка нового направления технического прогресса в области теории и проектирования воздушных винтов, связанное с внедрением в зоне Н-В синусоидального характера изменения осевых скоростей и ускорений газового потока [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Вісник національного технічного університету «ХПІ». – 2011. – №43. – С. 142-150.

ГЛАВА 15.
К ЕДИНОЙ ТЕОРИИ ДВИЖИТЕЛЕЙ НА НЕПРЕРЫВНЫХ ПОТОКАХ. КРАТКАЯ ТЕОРИЯ КОНТРВРАЩАЮЩИХСЯ ВОЗДУШНЫХ ВИНТОВ

15. 1. Введение

Кинематический анализ, проведенный для однорядных воздушных винтов, [1], показывает, что к основным недостаткам последних относятся:

1. Повышенная децибельная характеристика, которая регламентируется ударными волнами, генерируемыми в кинематической зоне жесткого (упругого) удара, [1].

2. Наличие кинематической зоны жесткого (упругого) удара, которая генерирует ударные волны в колебательном режиме, [1].

3. Низкая окружная скорость вращения однорядных воздушных винтов (290-310 м/с), которую невозможно увеличить из-за наличия кинематической зоны жесткого (упругого) удара в сечении В-В, п.2.

4. Закрутка газового потока на выходе из лопастей однорядного воздушного винта.

5. Отклонение вектора тяги R лопастей однорядного воздушного винта от оси вращения на угол α.

6. Низкие экологические и технико-экономические показатели однорядных воздушных винтов, которые регламентируются п.п.1-5.

В современной технической литературе по теории и расчету однорядных воздушных винтов, например, [2], полностью отсутствует правильный вывод формул тяги, полетного (тягового) КПД, теоремы о подъемной силе продуваемой лопасти воздушного винта, основанный на кинематическом анализе характера изменения статических давлений, осевых скоростей, первичных движущих сил от изменения статических давлений, ускорений (вторичных движущих динамических-инерционных сил) газового потока в пределах контрольного контура Н-$Н_1$, теория относительности.

Известный вывод теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, выведенной профессором Н.Е.Жуковским в его статье "Вихревая теория гребного винта", 1912г., является ошибочной, подробная критика его теоремы приведена в [1], [3, 4] и др. источниках.

Построение плана скоростей на входе и на выходе из лопастей однорядного воздушного винта фиксирует закрутку газового потока на выходе из лопастей однорядного воздушного винта, которую специалисты классифицировали, и совершенно справедливо, как недостаток однорядных воздушных винтов, п.4.

В основе конструкции контрвращающихся воздушных винтов заложена идея раскрутки водно-газового потока после первого воздушного винта вторым контрвращающимся воздушным винтом до осевого направления с целью увеличения тяги контрвращающихся воздушных винтов на 5-7% по сравнению с однорядным воздушным винтом.

Таким образом, из всех вышеперечисленных шести недостатков однорядных воздушных винтов контрвращающиеся воздушные винты

предназначены только для устранения закрутки газового потока после первого воздушного винта, п.4, увеличивая при этом общую тягу на 5-7%.

В патенте [1] приводится разработка принципиально нового типа движителя на непрерывных потоках – супутновращающихся воздушных винтов, которые полностью устраняют все шесть недостатков однорядных воздушных винтов. Естественно, чтобы перейти к описанию спутновращающихся воздушных винтов, необходимо иметь полное представление о преимуществах и недостатках как однорядных, так и контрвращающихся воздушных винтов.

Поэтому перед уже созданной единой теорией движителей на непрерывных потоках стояла проблема:

На основании неизвестного в современной теории воздушных винтов метода кинематического анализа характера изменения статических давлений, первичных движущих сил от изменения статических давлений, осевых скоростей, ускорений (вторичных движущих динамических-инерционных сил) газового потока вывести единые для всех движителей на непрерывных потоках формулы тяги, полетного (тягового) КПД, теоремы о подъемной силе (поперечной) силе продуваемого профиля лопасти воздушного винта, раскрыть все преимущества и недостатки контрвращающихся воздушных винтов.

15. 2. Применение кинематического анализа для вывода формул тяги

Применение кинематического анализа характера изменения статических давлений, первичных движущих сил от изменения статических давлений, осевых скоростей, ускорений (вторичных динамических-инерционных сил) газового потока в пределах контрольного контура Н-Н1 для вывода формул тяги, полетного (тягового) КПД, теоремы о подъемной силе продуваемого профиля лопасти контрвращающихся воздушных винтов, как движителей на непрерывных потоках, проводится впервые. Принятая терминология соответствует терминологии современной теории воздушно-реактивных двигателей.

15. 2. 1. Выбор контрольного контура

Продуваемые миделевые профили лопастей 1 и 2, рис. 15. 1, вращаются в разных направлениях по миделевому радиусу относительно оси контрвращающихся воздушных винтов с окружными скоростями U_1, U_2 соответственно, при этом $U_1>U_2$. Применив теорему о плоско-параллельном перемещении частиц газового потока, строим планы скоростей на входных и выходных кромках профилей лопастей контрвращающихся воздушных винтов, сечения B_1-B_1, C_1-C_1, B_2-B_2, C_2-C_2. При вращении лопастей контрвращающихся воздушных винтов по их корытцам генерируется зона заторможенного потока 3, 4, рис. 15. 1, в которой все частицы газового потока перемещаются к выходным кромкам лопастей первого и второго по ходу потока контрвращающихся воздушных винтов, при этом перед входной кромкой первого рабочего колеса, сечение B_1-B_1, генерируется разрежение, которое инжектирует (всасывает) газовый поток от сечения Н-Н, рис. 15. 1. Сечение Н-

Н называется зоной невозмущенного потока, с которой начинается контрольный контур, или сечение Н-Н – это начало ускоренного движения частиц газового потока. Таким образом, контрольный контур контрвращающихся воздушных винтов ограничен слева сечением Н-Н, справа сечением $Н_1$-$Н_1$ – это сечение, которое характеризует конец ускоренного движения частиц газового потока. Зоны заторможенного потока, рис. 15. 1, поз. 3, 4, характеризуются зонами сжатия газового потока $В_1$-$К_1$, $В_2$-$К_2$, соответственно, в которых градиент статических давлений направлен против потока, и зонами ускоренного движения частиц газового потока $К_1$-$С_1$, $К_2$-$С_2$, в которых градиент статических давлений направлен по потоку, или, другими словами, зоны $К_1$-$С_1$, $К_2$-$С_2$ – это реактивные сопла, в которых генерируется тяга продуваемого профиля соответствующей лопасти контрвращающихся воздушных винтов. При этом необходимо отметить, что внешний вид зоны заторможенного потока, рис. 15. 1, поз. 3, 4, характер распределения статических давлений в этих зонах полностью соответствуют экспериментальным данным современной теории воздушно-реактивных двигателей по продуваемым профилям, [5], где четко и ясно показано, что максимальное давление продуваемого газового потока по корытцу продуваемого профиля находится в зоне входной кромки продуваемого профиля, и это максимальное давление продуваемого потока постепенно уменьшается по мере перемещения потока к выходной кромке продуваемого профиля, что полностью соответствует всем законам механики истечения жидкостей и газов.

На рис. 15. 1 представлено:

а – продуваемые профили лопастей контрвращающихся воздушных винтов по миделю;

б – кинематический анализ характера изменения статических давлений, осевых скоростей продуваемого потока в пределах контрольного контура Н-$Н_1$ контрвращающихся воздушных винтов;

в – кинематический анализ характера изменения осевых ускорений (вторичных динамических-инерционных сил) контрвращающихся воздушных винтов в пределах контрольного контура Н-$Н_1$;

г – кинематический анализ характера изменения первичных движущих сил от изменения статических давлений продуваемого газового потока контрвращающихся воздушных винтов в пределах контрольного контура Н-$Н_1$.

Положение зоны невозмущенного потока Н-Н регламентируется режимом работы контрвращающихся воздушных винтов, при увеличении оборотов контрвращающихся воздушных винтов сечение Н-Н удаляется от сечения $В_1$-$В_1$, при уменьшении оборотов сечение Н-Н приближается к сечению $В_1$-$В_1$. При работе воздушных контрвращающихся винтов по корытцу продуваемых лопастей всегда генерируются зоны заторможенного потока, рис. 15. 1, поз. 3, 4, которые регламентируют следующие зоны и сечения контрольного контура Н-$Н_1$ при скорости перемещения (полета) $V_n \geq 0$.

Н-Н – сечение невозмущенного потока, регламентирующее равенство площадей работ первичных сил от изменения статических давлений в зонах Н-$В_1$ и $В_1$-$К_1$, рис. 15. 1;

Н-$В_1$ – зона ускоряемого газового потока, в которой градиент статических давлений, рис. 15. 1, б, и градиент первичных движущих сил от изменения статических давлений (рис. 15. 1, г) направлены по потоку;

$В_1$-$К_1$ – зона сжатия продуваемого газового потока, в которой градиент статических давлений (рис. 15. 1, б) и градиент первичных движущих сил от изменения статических давлений (рис. 15. 1, г) направлены против потока.

$К_1$-$С_1$ – зона ускоряемого газового потока, в которой градиент статических давлений, рис. 15. 1. б, и градиент первичных движущих сил от изменения статических давлений (рис. 15. 1, г) направлены по потоку, или зона $К_1$-$С_1$– это реактивное сопло, в котором генерируется тяга (93-95%) контрвращающихся воздушных винтов;

$С_1$-$В_2$ – зона выходящей струи из первой лопасти или первого рабочего колеса контрвращающихся воздушных винтов, закрученной против вращения второго контрвращающегося воздушного винта, которая одновременно является зоной входящей закрученной струи во второе контрвращающееся рабочее колесо, в которой градиент статических давлений и градиент первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока направлены по потоку,;

$В_2$-$К_2$ – зона сжатия продуваемого газового потока на лопастях второго контрвращающегося воздушного винта, в которой градиент статических давлений и градиент первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока направлены против потока;

$К_2$-$С_2$ – зона ускоряемого газового потока на лопастях второго контрвращающегося воздушного винта, в которой градиент статических давлений и градиент первичных движущих сил от изменения статических давлений (рис. 15. 1, б, г) направлены по потоку, или зона $К_2$-$С_2$ – это реактивное сопло, в котором генерируется дополнительная тяга (5 – 7 %) контрвращающихся воздушных винтов;

$С_2$-$Н_1$ – зона выходящей струи из второго контрвращающегося воздушного винта, в которой при $P_c > P_н$ градиент статических давлений направлен по потоку, при $P_c = P_н$ градиент статических давлений равен нулю, при $P_c < P_н$ градиент статических давлений газового потока направлен против потока, где $P_н$ – давление окружающей среды, при этом вне зависимости от величины $Р_с$ градиент первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока всегда равен нулю, поскольку, согласно закона Бойля-Мариотта, $P_i F_i = const$, т.е. работа первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока в выходящей струе всегда равняется нулю, газовый поток в выходящей струе движется только под действием инерционных сил;

$Н_1$-$Н_1$ – сечение невозмущенного потока, в котором ускорение продуваемого газового потока равно нулю.

Зона контрольного контура Н-$Н_1$ контрвращающихся воздушных винтов полностью совпадает с зонами контрольного контура турбореактивного двигателя, [6], крыла птицы [7] и других движителей на непрерывных потоках. Согласно единой теории движителей на непрерывных потоках процесс генерирования тяги всеми типами движителей одинаков. Поэтому методика вывода формул тяги, полетного (тягового) КПД лопастей контрвращающихся воздушных винтов ничем не будет отличаться от аналогичной для турбореактивных двигателей, а методика вывода теоремы о подъемной силе продуваемого профиля лопастей контрвращающихся воздушных винтов ничем не будет отличаться от аналогичной для крыла птицы и др. движителей, т.е. единая теория движителей разработала единые, общие для всех типов движителей на непрерывных потоках формулы тяги, полетного (тягового) КПД, теорему о подъемной силе продуваемого профиля.

15. 2. 2. Характеристика внешних сил, действующих на трубку тока в зоне контрольного контура Н-$Н_1$

При характеристике внешних сил, действующих на трубку тока в зоне контрольного контура Н-$Н_1$ контрвращающихся воздушных винтов, необходимо учитывать, что всегда первична статика, а вторична динамика газового потока.

К внешним силам, действующим на трубку тока в зоне Н-$Н_1$, относятся:

1. Первичные движущие силы от изменения статических давлений газового потока, P_iF_i, где P_i– статическое давление продуваемого газового потока в i-м сечении газодинамического тракта в пределах контрольного контура Н-$Н_1$; F_i– площадь i-го сечения газодинамического тракта в пределах контрольного контура Н-$Н_1$.

2. Вторичные движущие силы от изменения динамических-инерционных сил, $m_г a_i$, где $m_г$– массовый секундный расход газового потока через лопасть воздушного винта, a_i – ускорение газового потока в i-м сечении газодинамического тракта в пределах контрольного контура Н-$Н_1$.

3. Силы сопротивления – это силы, которые направлены против потока и к которым могут относиться как первичные движущие силы от изменения статических давлений, например, в зонах $В_1$-$К_1$, $В_2$-$К_2$, так и динамические-инерционные силы, когда сила инерции направлена против потока, а также сила сопротивления P_cF_c.

4. Сила тяги R лопастей воздушных контрвращающихся винтов, которая, как и сила сопротивления P_cF_c, всегда направлена против потока при своем положительном значении. На отдельных участках контрольного контура Н-$Н_1$, например, зоны $В_1$-$К_1$, $В_2$-$К_2$, генерируются отрицательные внешние силы тяги, которые направлены по потоку, однако они всегда скомпенсированы положительными силами тяги, которые генерируются в зонах Н-$В_1$, $С_1$-$В_2$ соответственно.

5. Гравитационные силы продуваемого газового потока, которые при горизонтальном перемещении не учитываются.

Силы трения газового потока о поверхности лопастей контрвращающихся воздушных винтов не учитываем.

Таким образом, в контрольном контуре Н-$Н_1$ рассматривается замкнутая система всех внешних сил, действующих на трубку тока в зоне Н-$Н_1$, т.е. векторная сумма всех внешних сил в пределах контрольного контура Н-$Н_1$ всегда равна нулю, замыкает векторный силовой многоугольник, в нашем случае линия, всегда тяга лопастей первого и второго контрвращающегося воздушного винта.

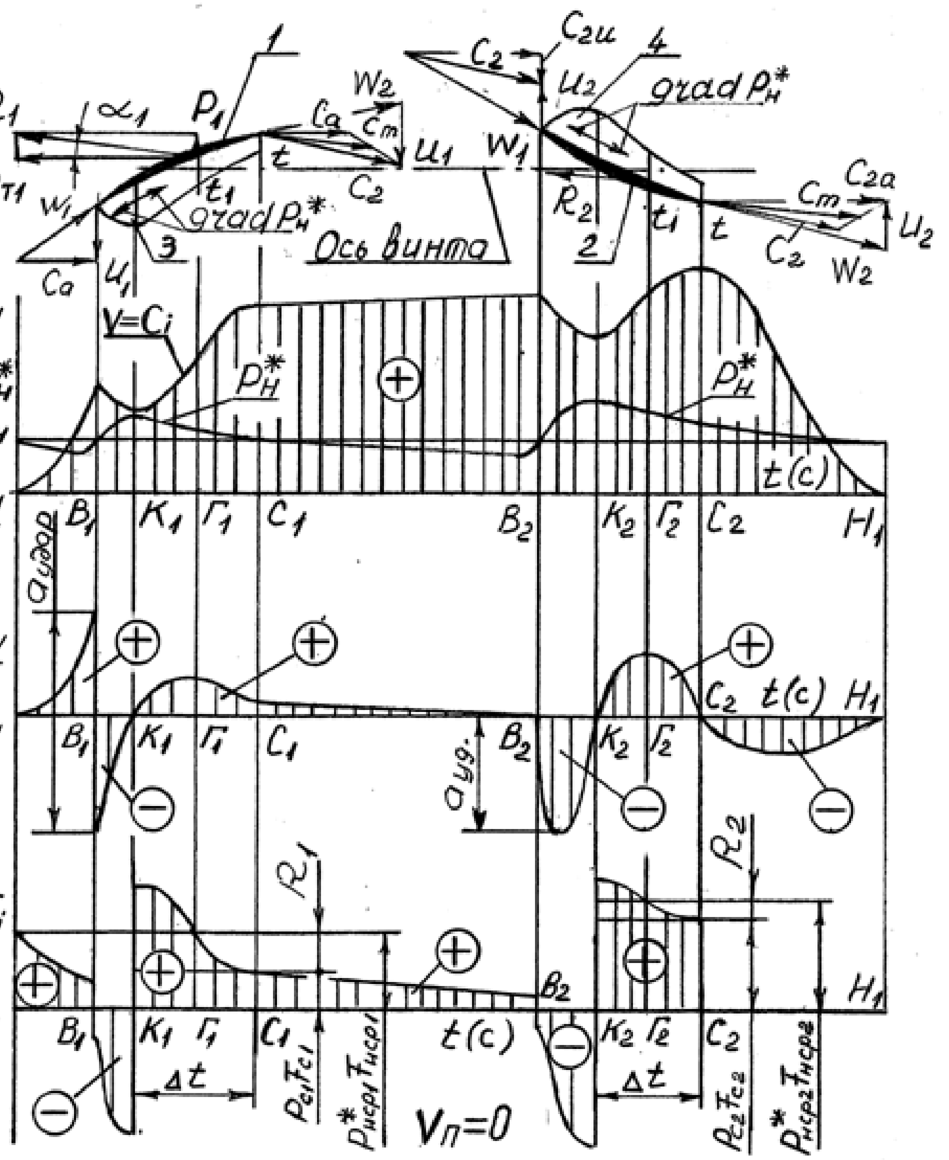


Рис. 15. 1. Кинематический анализ характера изменения статических давлений, первичных движущих сил от изменения статических давлений, осевых скоростей, ускорений (вторичных движущих динамических-инерционных сил) газового потока

Замкнутая система внешних сил, отражая единый Закон сохранения энергии, предусматривает и равенство работ всех внешних сил, направленных по потоку и против потока. При наличии кинематического анализа работа

любых внешних сил условно изображается площадью соответствующих геометрических фигур, например, работа вторичных динамических-инерционных сил, направленных против потока, условно изображается тремя геометрическими фигурами со знаком "плюс", направленных по потоку условно изображается тремя геометрическими фигурами со знаком "минус", рис.1в. Согласно Закону сохранения энергии сумма площадей геометрических фигур для вторичных динамических-инерционных сил со знаком "плюс" всегда равна сумме площадей геометрических фигур со знаком "минус", т. е. векторный силовой многоугольник, в нашем случае линия, всегда должен быть замкнутым для вторичных движущих динамических-инерционных сил. То же самое касается и для первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока в пределах контрольного контура Н-$Н_1$, например, работа первичных движущих сил в зоне Н-$В_1$ со знаком "плюс", рис. 15. 1, г, полностью компенсируется работой первичных движущих сил в зоне $В_1$-$К_1$ со знаком "минус", положительная работа первичных движущих сил в зоне $К_1$-$С_1$ полностью компенсируется отрицательной работой внешних сил – сил сопротивления $P_{c1}F_{c1}$ и R_1, отрицательная работа этих сил сопротивлений в виде геометрических фигур со знаком "минус" (рис. 15. 1, г) условно не показана, то же самое касается и зоны $К_2$-$С_2$. работа первичных движущих сил в зоне $С_1$-$В_2$ со знаком "плюс", рис. 15. 1, г, полностью компенсируется работой первичных движущих сил в зоне $В_2$-$К_2$ со знаком "минус", положительная работа первичных движущих сил в зоне $К_2$-$С_2$ полностью компенсируется отрицательной работой внешних сил – сил сопротивления $P_{c2}F_{c2}$ и R_2 второго контрвращающегося воздушного винта. Работа первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока в зоне выходящей струи $С_2$-$Н_1$ (рис. 15. 1, г) всегда равна нулю, поскольку работа силы $P_{c2}F_{c2}$ на участке $С_2$-$Н_1$ всегда компенсируется равной и противоположно направленной работой силы $P_{c1}F_{c1}$ на этом же участке, поскольку, согласно закона Бойля-Мариотта, в выходящей струе $P_{c2}F_{c2} = P_{c1}F_{c1} = P_iF_i = const$. Газовый поток в зоне выходящей струи $С_2$-$Н_1$ движется только под действием силы инерции.

Таким образом, согласно Закона сохранения энергии сумма площадей геометрических фигур, изображающих работу первичных движущих сил от изменения статических давлений и вторичных движущих динамических-инерционных сил, со знаком "плюс" всегда равна сумме площадей геометрических фигур со знаком "минус", т.е. векторный силовой многоугольник, в нашем случае линия, всегда должен быть замкнутым, а для первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока таким замыкающим вектором является тяга R_1 и R_2 лопастей первого и второго контрвращающихся воздушных винтов.

На основании вышеизложенного, уже созданная единая теория движителей на непрерывных потоках ставила своей целью (заданием) создать новую теорию воздушных контрвращающихся винтов на основе вывода принципиально новых фундаментальных формул тяги, полетного (тягового)

КПД и теоремы о подъемной силе продуваемой лопасти воздушных контрвращающихся винтов.

15. 2. 3. Применение кинематического анализа характера изменения статических давлений, осевых скоростей, первичных движущих сил

Кинематический анализ, приведенный на рис. 15. 1, показывает, что при вращении лопастей первого, 1, и второго, 2, контрвращающихся воздушных винтов перед их входными кромками, сечения B_1-B_1 и B_2-B_2, генерируется разрежение и частицы газового потока с некоторого сечения Н-Н, которое называется зоной невозмущенного потока, начинают перемещаться к сечению B_1-B_1 с нарастающим ускорением (рис. 15. 1, в) зона Н-B_1. При достижении входной кромки лопастей первого рабочего колеса контрвращающихся воздушных винтов газовый поток сжимается в зоне B_1-K_1, его осевая скорость уменьшается, а статическое давление, наоборот, увеличивается (рис. 15. 1, б) зоны Н-B_1, B_1-K_1. Процесс сжатия газового потока осуществляется до сечения K_1-K_1, после которого газовый поток в зоне K_1-C_1 ускоряется, процесс ускорения газового потока в этой зоне всегда сопровождается уменьшением статического давления до $P_н$ в сечении C_1-C_1, зона K_1-C_1 при этом является реактивным соплом, в котором генерируется тяга R_1 лопастей первого рабочего колеса, поскольку работа первичных движущих сил в зоне Н-B_1 полностью компенсируется работой аналогичных сил в зоне B_1-K_1 (рис. 15. 1, г). Положительная работа первичных движущих сил от изменения статических давлений в зоне реактивного сопла K_1-C_1 полностью компенсируется работой сил сопротивлений $P_{c1}F_{c1}$ и R_1. Дополнительные графики работ сил сопротивлений $P_{c1}F_{c1}$ и R_1 для зоны K_1-C_1, $P_{c2}F_{c2}$ и R_2 для зоны K_2-C_2 на рис. 15. 1 условно не показаны, но их всегда необходимо иметь в виду.

При этом необходимо отметить, что вектор тяги R_1, который генерируется лопастями первого рабочего колеса контрвращающихся воздушных винтов, всегда противоположен среднему вектору C_m, (рис. 15. 1, а) и составляет определенный угол α_1 с осью вращения контрвращающихся воздушных винтов, разложение вектора тяги R_1 на две составляющие, $R_{т1}$, P_1, где $R_{т1}$ – осевая составляющая, P_1 –подъемная сила, генерируемая лопастями первого рабочего колеса контрвращающихся воздушных винтов, которая дает возможность сформулировать теорему о подъемной силе продуваемых лопастей первого рабочего колеса контрвращающихся воздушных винтов. Все то же самое касается и продуваемых лопастей второго рабочего колеса контрвращающихся воздушных винтов.

Кинематический анализ, рис. 15. 1, показывает, что касательная к любой точке кривой, характеризующей изменение осевых скоростей газового потока в зоне Н-B_1, имеет определенный угол наклона α к горизонту, при этом tgα, условно характеризующий ускорение газового потока, с увеличением осевой скорости последнего растет и имеет положительное значение. В сечении B_1-B_1 tgα мгновенно меняет свое значение на отрицательное, что является свидетельством наличия в сечении B_1-B_1 так называемой кинематической зоны

жесткого (упругого) удара, сила которого прямо пропорциональна произведению секундной массы продуваемого газового потока на ускорение удара, рис.1в, генерируя в окружающее пространство мощные ударные волны в колебательном режиме, регламентируя высокую децибельную характеристику, что является основным недостатком как однорядных, так и контрвращающихся воздушных винтов, ограничивая окружную скорость на лопастях воздушных винтов не более 310 м/с.

Согласно плану скоростей газового потока на входной и выходной кромках лопастей первого рабочего колеса контрвращающихся воздушных винтов (рис. 15. 1, а) следует, что газовый поток претерпевает максимальную закрутку на выходной кромке, при этом под действием центробежных сил генерируется дополнительный градиент статических давлений газового потока, grad $P_д$, направленный к центру сечения C_1-C_1, который одновременно тормозит и стягивает газовый поток в жгут в зоне C_1-B_2.

Процесс торможения газового потока в зоне C_1-B_2 под действием дополнительного градиента статических давлений, grad $P_д$, положительно сказывается на кинематике потока, поскольку последний достигает входной кромки лопастей второго рабочего колеса контрвращающихся воздушных винтов при нулевом ускорении и сила удара в сечении B_2-B_2 будет регламентироваться только наклоном характеристики изменения осевых скоростей газового потока в зоне B_2-K_2. Сила удара во второй кинематической зоне неупругого удара, сечение B_2-B_2, почти наполовину меньше аналогичной в сечении B_1-B_1. Однако обороты второго рабочего колеса существенно ниже оборотов первого рабочего колеса контрвращающихся воздушных винтов. Это объясняется тем, что при наличии на входе встречной закрутки газового потока по корытцам лопастей второго рабочего колеса контрвращающихся воздушных винтов степень сжатия заторможенного газового потока $\Pi^*_{к2}$ в зоне B_2-K_2 существенно превосходит аналогичную $\Pi^*_{к1}$ в зоне B_1-K_1 первого рабочего колеса, регламентируя, таким образом, расчетную гидродинамическую нагрузку на лопасти второго рабочего колеса контрвращающихся воздушных винтов. Поэтому любое увеличение оборотов второго рабочего колеса контрвращающихся воздушных винтов приведет к увеличению гидродинамической нагрузки на лопасти второго рабочего колеса, что неизбежно приведет к поломке последних.

Наличие на входе в лопасти второго рабочего колеса встречной закрутки газового потока способствует удлинению зоны сжатия потока B_2-K_2 по сравнению с аналогичной зоной B_1-K_1 на лопастях первого рабочего колеса. Удлинение зоны сжатия B_2-K_2 при высоком $\Pi^*_{к2}$ способствует тому, что сжатый в зоне B_2-K_2 газовый поток в зоне K_2-C_2, в зоне реактивного сопла, не успевает расшириться до $P_н$ в сечении C_2-C_2 и покидает это сечение со статическим давлением $P^*_{c2} > P_н$, что существенно снижает тягу лопастей, полетный (тяговый) КПД, [8, при $\Pi_{с.р.} > \Pi_{с.расч.}$], [8 - 10].

Кинематический анализ показывает, что вторичные движущие динамические-инерционные силы в пределах контрольного контура Н-H_1 дают

общую сумму, равную нулю, или, другими словами, суммарная работа вторичных динамических-инерционных сил в пределах контрольного контура Н-$Н_1$ всегда равна нулю (рис. 15. 1, в). Графически это выражается в том, рис. 15. 1, в, что площадь геометрических фигур, условно отражающих работу вторичных динамических-инерционных сил со знаком "плюс" всегда равна площади геометрических фигур со знаком "минус".

Исходя из этого кинематический анализ делает следующий вывод:

Изменение скорости продуваемого газового потока, обтекающего продуваемые лопасти первого или второго рабочего колеса контрвращающихся воздушных винтов в пределах контрольного контура Н-$Н_1$ генерирует динамические-инерционные силы, сумма которых в пределах контрольного контура Н-$Н_1$ всегда равна нулю, это означает, что скорость продуваемого потока никогда не создает тягу движителя. Тяга любого движителя на непрерывных потоках создается только положительной работой первичных движущих сил от изменения статических давлений продуваемого газового потока в зоне $К_1$-$С_1$, $К_2$-$С_2$ лопастей контрвращающихся воздушных винтов, поскольку положительная работа первичных сил в зонах $К_1$-$С_1$, $К_2$-$С_2$ (рис. 15. 1, г) полностью компенсируется отрицательной работой сил сопротивления $P_{c1}F_{c1}$, $P_{c2}F_{c2}$ и отрицательной работой сил тяги R_1 и R_2, которые генерируются на лопастях первого и второго рабочих колес контрвращающихся воздушных винтов

Кинематический анализ показывает, что основным преимуществом контрвращающихся воздушных винтов является кинематика газового потока на входе в лопасти второго рабочего колеса, обеспечивающая нулевое ускорение потока, что существенно снижает мощность ударных волн, генерируемых в кинематической зоне неупругого удара, сечение $В_2$-$В_2$.

Кинематический анализ показывает также, что к основным недостаткам контрвращающихся воздушных винтов относятся:

1. Повышенная децибельная характеристика, которая регламентируется мощными ударными волнами, генерируемыми в кинематической зоне жесткого (упругого) удара (рис. 15. 1, в) сечение $В_1$-$В_1$ первого рабочего колеса, и неупругими ударными волнами существенно меньшей мощности, которые генерируются на входе в лопасти второго контрвращающегося рабочего колеса, рис. 15. 1, в, сечение $В_2$-$В_2$.

2. Наличие кинематической зоны жесткого (упругого) удара на входе в лопасти первого рабочего колеса, наличие кинематической зоны неупругого удара на входе во второе рабочее колесо контрвращающихся воздушных винтов, рис.1в, сечения $В_1$-$В_1$, $В_2$-$В_2$.

3. Низкая окружная скорость вращения как первого, так и второго контрвращающегося воздушного винта, что регламентируется п. 2.

4. Наличие двух колен закрутки и раскрутки газового потока после сечения $В_1$-$В_1$ (закрутка) и в зоне $В_2$-$С_2$ (раскрутка).

5. Отклонение векторов тяги R_1, R_2, генерируемых соответственно лопастями первого и второго рабочего колеса контрвращающихся воздушных

винтов, от оси вращения на угол α_1, α_2, что снижает полетный (тяговый) КПД винтов.

6. Очень низкий полетный (тяговый) КПД лопастей второго рабочего колеса контрвращающихся воздушных винтов, составляющий 5 – 7 % от подведенной ко второму контрвращающемуся рабочему колесу энергии, по сравнению с полетным (тяговым) КПД лопастей первого рабочего колеса, составляющим 30% от подведенной к первому рабочему колесу энергии, при этом энергия, подведенная к первому и второму рабочему колесу, одинакова. Низкий полетный (тяговый) КПД второго рабочего колеса контрвращающихся воздушных винтов объясняется низкими оборотами, которые не позволяют заторможенному газовому потоку в зоне $К_2$-$С_2$ расшириться до $Р_н$ в сечении $С_2$-$С_2$, в реалиях $P^*_{c2} > P_н$, что приводит к снижению тяги и КПД.

7. Невозможность увеличения оборотов второго рабочего колеса из-за увеличения гидродинамической нагруженности, которая может привести к поломке лопастей второго контрвращающегося воздушного ванта. Увеличение гидродинамической нагруженности по корытцам лопастей второго контрвращающегося воздушного винта объясняется только наличием предварительной закрутки газового потока против вращения лопастей второго контрвращающегося воздушного винта.

8. Все перечисленные недостатки контрвращающихся воздушных винтов по п.п. 1-7 регламентируют их низкие экологические и технико-экономические показатели, включая тягу, расход топлива, децибельную характеристику и др.

Кинематический анализ показывает также, что отрицательная работа первичных движущих сил от изменения статических давлений продуваемого газового потока в зоне $В_1$-$К_1$ полностью компенсируется положительной работой первичных движущих сил от изменения статических давлений продуваемого газового потока в зоне Н-$В_1$.

Кинематический анализ показывает также, что работа первичных движущих сил от изменения статических давлений в зоне выходящей струи $С_2$-$Н_1$ для любых типов движителей на непрерывных потоках, включая контрвращающиеся воздушные винты, всегда равна нулю. Это объясняется тем, что в выходящей струе, зона $С_2$-$Н_1$ (рис. 15. 1, г) согласно закона Бойля-Мариотта, $P_i F_i = const$, т.е. работа первичных движущих сил от изменения статических давлений продуваемого газового потока ($P_{c2} \cdot F_{c2} \cdot C_2 H_1$, кГм), всегда скомпенсирована равной и противоположно направленной работой сил сопротивлений ($P_{c1} \cdot F_{c1} \cdot C_2 H_1$,кГм), поскольку в выходящей струе

$$P_{c2} \cdot F_{c2} = P_i \cdot F_i = P_{c1} \cdot F_{c1} = const\ . \qquad (1)$$

На рис. 15. 1 отрицательная работа сил сопротивлений в зонах $К_1$-$С_1$, $К_2$-$С_2$, $С_2$-$Н_1$ не показана, но ее всегда необходимо иметь в виду.

Такое понятие, как работа силы тяги, при положительной силе тяги, направленной по полету, всегда относится к разряду работ сил сопротивлений, направленных против потока. Отрицательная работа силы тяги учитывается только в той зоне, где она генерируется, например, зоны $К_1$-$С_1$, $К_2$-$С_2$ лопастей контрвращающихся воздушных винтов.

Таким образом, кинематический анализ показывает, что нескомпенсированной зоной работы первичных движущих сил от изменения статических давлений продуваемого газового потока, в которой генерируется тяга продуваемых лопастей, например, первого рабочего колеса контрвращающихся воздушных винтов, является зона $К_1$-$С_1$. Работа, подведенная к продуваемому газовому потоку в зоне $К_1$-$С_1$ численно равна площади геометрической фигуры, ограниченной параболической кривой и осью абсцисс, заштрихованная зона со знаком "плюс". Площадь этой геометрической фигуры равна площади прямоугольника со сторонами $P^*_{н_{ср1}} F_{н_{ср1}}$, $К_1С_1$. Поэтому, с учетом соответствующих масштабов, можно записать, что подведенная движителем к газовому потоку работа в зоне $К_1$-$С_1$ равна

$$A_{п1} = P^*_{нср1} F_{нср1} \cdot K_1 C_1, \text{ (кГ·м)}, \qquad (2)$$

где $К_1С_1$ равно перемещению потока за время Δt_1, рис.1г.

Подведенная к продуваемому газовому газовому потоку в зоне $К_1$-$С_1$ работа $А_{п1}$ затрачивается на преодоление работы силы сопротивления

$$A_{сс1} = P_{с1} F_{с1} \cdot K_1 C_1, \text{ (кГ·м)}, \qquad (3)$$

и на преодоление работы силы тяги

$$A_{R1} = R_1 \cdot K_1 C_1, \text{ (кГ·м)}. \qquad (4)$$

Таким образом, можно записать:

$$A_{п1} = A_{сс1} + A_{R1}, \text{ или} \qquad (5)$$

$$P^*_{нср1} F_{нср1} \cdot K_1 C_1 = P_{с1} F_{с1} \cdot K_1 C_1 + R_1 \cdot K_1 C_1, \qquad (6)$$

откуда:

$$R_1 = P^*_{нср1} F_{нср1} - P_{с1} F_{с1}, \text{ при } V_п = 0, \qquad (7)$$

$$R'_1 = P^{*/}_{нср1} F'_{нср1} - P'_{с1} F'_{с1}, \text{ при } V_п > 0, \qquad (8)$$

где

$$P^{*'}_{нср1} = P^*_{нср1} \pm \Delta P^*_{нср1}, \qquad (9)$$

где $\pm\Delta P^*_{нср1}$ – приращение или уменьшение среднего статического давления заторможенного газового потока в среднем сечении $Г_1$-$Г_1$ газодинамического тракта, рис. 15. 1, при $V_п > 0$.

Любое изменение скорости полета влечет за собой изменение всех пяти параметров, входящих в формулы тяги (7), (8) продуваемой лопасти первого рабочего колеса. Естественно, полную тягу лопастей первого рабочего колеса необходимо рассматривать с учетом количества лопастей.

Таким образом, векторный силовой многоугольник, в нашем случае линия, согласно уравнениям (7), (8), всегда замыкается вектором тяги R_1, R'_1 продуваемой лопасти первого рабочего колеса контрвращающихся воздушных винтов.

Вывод формулы тяги (8) при $V_п \geq 0$ для лопастей второго рабочего колеса аналогичен вышеприведенному, при этом необходимо иметь в виду, что положительная работа первичных движущих сил от изменения статических давлений продуваемого газового потока в зоне $С_1$-$В_2$, полностью компенсируется отрицательной работой аналогичных сил в зоне $В_2$-$К_2$.

Полетный (тяговый) КПД продуваемой лопасти первого рабочего колеса контрвращающихся воздушных винтов определяется из уравнения

$$\eta_{n1} = \frac{A_{R1}}{A_{n1}}, \text{ откуда} \tag{10}$$

$$\eta_{m1} = \left(1 - \frac{P_{c1}F_{c1}}{P^{*}_{нср1}F_{нср1}}\right)\cdot 100\%, \text{ при } V_n = 0 \tag{11}$$

$$\eta_{n1} = \left(1 - \frac{P'_{c1}F'_{c1}}{P^{*/}_{нср1}F'_{нср1}}\right)\cdot 100\%, \text{ при } V_n > 0 \tag{12}$$

Необходимо отметить, что направление векторов тяги R_1, R_2 лопастей первого и второго рабочих колес контрвращающихся воздушных винтов всегда противоположно средним векторам скоростей продуваемого газового потока в зонах B_1-C_1, B_2-C_2 (рис. 15. 1, а) и всегда составляют определенный угол α_1, α_2 с осью вращения, поэтому теорема о подъемной силе продуваемой лопасти, например, первого рабочего колеса контрвращающихся воздушных винтов описывается уравнением:

$$P_1 = R_1 \cdot \sin\alpha_1, \text{ откуда} \tag{13}$$

$$P_1 = (P^{*}_{нср1}F_{нср1} - P_{c1}F_{c1})\cdot \sin\alpha_1, \text{ при } V_n = 0, \tag{14}$$

$$P'_1 = (P^{*/}_{нср1}F'_{нср1} - P'_{c1}F'_{c1})\cdot \sin\alpha'_1, \text{ при } V_n > 0 \tag{15}$$

Поэтому теорему о подъемной силе продуваемого профиля лопасти первого рабочего колеса можно сформулировать следующим образом:

Подъемная сила продуваемого профиля лопасти воздушного винта всегда является функцией от тяги, генерируемой продуваемым профилем лопасти и рассчитывается по формулам (13), (14), (15).

Отклонение вектора тяги R_1, R'_1, генерируемой продуваемой лопастью воздушного винта, от оси воздушного винта на угол α_1 влияет на конечное значение полетного (тягового) КПД

$$\eta_{m1} = \left(1 - \frac{P_{c1}F_{c1}}{P^{*}_{нср1}F_{нср1}}\right)\cdot 100\% \cdot \sin\alpha_1, \text{ при } V_n = 0, \tag{16}$$

$$\eta_{n1} = \left(1 - \frac{P'_{c1}F'_{c1}}{P^{*/}_{нср1}F'_{нср1}}\right)\cdot 100\% \cdot \sin\alpha'_1, \text{ при } V_n > 0 \tag{17}$$

В формулах (2) – (17) для лопастей первого рабочего колеса контрвращающихся воздушных винтов приняты следующие обозначения:

R_1 – тяга продуваемой лопасти воздушного винта при $V_n = 0$;

$P^{*}_{нср1} = P^{*}_{г1}$ – статическое давление продуваемого газового потока в среднем сечении $Г_1$-$Г_1$ газодинамического тракта зоны $К_1$-$С_1$, приведенное к зоне невозмущенного потока Н, при $V_n = 0$, зависит также от осевой скорости газового потока в среднем сечении $Г_1$-$Г_1$;

$F_{нср1}$ – площадь газодинамического тракта в среднем сечении $Г_1$-$Г_1$ зоны $К_1$-$С_1$, равная $t_1 \cdot l$ при $V_n = 0$, где t_1 – толщина газодинамического тракта в среднем сечении $Г_1$-$Г_1$, l – длина лопасти воздушного винта;

P_{c1} – статическое давление продуваемого газового потока в выходном сечении C_1-C_1 реактивного сопла зоны K_1-C_1 при $V_n = 0$;

F_{c1} – площадь газодинамического тракта в выходном сечении C_1-C_1 реактивного сопла зоны K_1-C_1, равная $t \cdot l$, где t– толщина газодинамического тракта в выходном сечении C_1-C_1 реактивного сопла зоны K_1-C_1, при $V_n = 0$;

α_1 – угол между направлением вектора тяги R_1 и осью воздушного винта при $V_n = 0$;

η_{m1} –тяговый КПД продуваемой лопасти воздушного винта при $V_n = 0$;

P_1 – подъемная сила продуваемой лопасти воздушного винта при $V_n = 0$;

R_1' – тяга продуваемой лопасти воздушного винта при $V_n > 0$;

$P^{*/}_{нср1} = P^{*/}_{г1}$ – статическое давление продуваемого газового потока в среднем сечении $Г_1$-$Г_1$ газодинамического тракта зоны K_1-C_1, приведенное к зоне невозмущенного потока Н при $V_n > 0$, зависит также от осевой скорости газового потока в среднем сечении $Г_1$-$Г_1$;

$F'_{нср1}$ – площадь газодинамического тракта в среднем сечении $Г_1$-$Г_1$ зоны K_1-C_1 при $V_n > 0$, равная $t_1' \cdot l$, где t_1' – толщина газодинамического тракта в среднем сечении $Г_1$-$Г_1$ при $V_n > 0$;

P'_{c1}– статическое давление продуваемого газового потока в выходном сечении C_1-C_1 реактивного сопла зоны K_1-C_1 при $V_n > 0$;

α_1' – угол между направлением вектора тяги R_1' и осью воздушного винта при $V_n > 0$;

η_{n1} –полетный (тяговый) КПД продуваемой лопасти воздушного винта при $V_n > 0$;

P_1'– подъемная сила продуваемой лопасти воздушного винта при $V_n > 0$;

15. 2. 4. Применение уравнения Эйлера, как контрольного варианта, для вывода формулы тяги

Для решения поставленной задачи рассмотрим применение уравнения Эйлера только для трубки тока в зоне K_1-C_1, поскольку применение уравнения Эйлера с той же целью для трубки тока K_2-C_2 (рис. 15. 1, г) будет носить аналогичный характер.

Для вывода формулы тяги продуваемой лопасти первого рабочего колеса контрвращающихся воздушных винтов с помощью уравнения Эйлера необходимо обе части этого уравнения разделить на Δt с целью перехода на размерность кГ или Н, после чего уравнение Эйлера преобразуется во второй закон И. Ньютона:

$$m_г \cdot \frac{\Delta V}{\Delta t} = m_г \cdot a = \sum P_i, \qquad (18)$$

где $m_г$– секундный массовый расход газового потока через продуваемую лопасть воздушного винта; ΔV – разница осевых скоростей на выходе, V_2, из трубки тока в зоне K_1-C_1, сечение C_1-C_1, и на входе, V_1, в эту же трубку тока,

сечение K_1-K_1; Δt – время импульса внешних сил, действующих на трубку тока в зоне K_1-C_1, или время перемещения потока от сечения K_1-K_1 до сечения C_1-C_1; $\frac{\Delta V}{\Delta t} = a$ – изменение ускорения продуваемого газового потока в зоне K_1-C_1; $m_г \cdot a$ – изменение силы инерции продуваемого газового потока в зоне K_1-C_1; $\sum P_i$ – сумма всех остальных внешних сил, действующих на трубку тока в зоне K_1-C_1, включая силу тяги R_1 продуваемой лопасти первого рабочего колеса контрвращающихся воздушных винтов, реакции отсоединенных потоков со стороны первичных движущих сил от изменения статического давления, вторичных движущих динамических-инерционных сил продуваемого газового потока, действующих слева на сечение K_1-K_1 от зоны Н-K_1 и справа на сечение C_1-C_1 от зоны C_1-H_1 (рис. 15. 1, г).

В этом случае уравнение Эйлера (18) читается только так: изменение силы инерции продуваемого газового потока $m_г a$, которая является одной из внешних сил, действующих на трубку тока в зоне K_1-C_1, всегда равняется сумме всех остальных внешних сил, включая силу тяги R_1 продуваемой лопасти воздушного винта, а также реакции отсоединенных потоков от первичных движущих сил от изменения статических давлений, вторичных динамических-инерционных сил продуваемого газового потока, действующих на сечение K_1-K_1 слева от зоны Н-K_1 и на сечение C_1-C_1 справа, от зоны C_1-H_1.

Запишем уравнение Эйлера (18) в векторной форме:

$$\overline{m_г a} = \overline{P_{ин_1}} + \overline{P_{ин_2}} + \overline{P^*_{Нср1} F_{Нср1}} + \overline{P_{с1} F_{с1}} + \overline{R_1}\,, \tag{19}$$

где $P_{ин1}$ – реакция отсоединенного потока зоны Н-K_1 от динамических-инерционных сил, которая действует на сечение K_1-K_1 слева; $P_{ин2}$ – реакция отсоединенного потока зоны C_1-H_1 от динамических-инерционных сил, которая действует на сечение C_1-C_1 справа; R_1 – тяга продуваемой лопасти первого рабочего колеса контрвращающихся воздушных винтов.

Реакции отсоединенных потоков в зоне Н-K_1 и C_1-H_1, которые действуют на сечения K_1-K_1, C_1-C_1 со стороны первичных движущих сил от изменения статических давлений продуваемого газового потока, всегда равняются нулю, поэтому уравнение Эйлера (19) можно записать так:

$$\overline{P_{ин_1}} + \overline{m_г a} + \overline{P_{ин_2}} = \overline{R_1} + \overline{P^*_{Нср1} F_{Нср1}} + \overline{P_{с1} F_{с1}}\,. \tag{20}$$

Левая часть этого уравнения является суммой вторичных динамических-инерционных сил в пределах контрольного контура Н-H_1, которая для любых движителей на непрерывных потоках, включая рассматриваемые контрвращающиеся воздушные винты, всегда равна нулю, рис.1в, тогда в модульной форме:

$$0 = -R_1 + P^*_{Нср1} F_{Нср1} - P_{с1} F_{с1}\,, \tag{21}$$

откуда

$$R_1 = P^*_{Нср1} F_{Нср1} - P_{с1} F_{с1}\,. \tag{7}$$

Таким образом, продуваемая лопасть первого рабочего колеса контрвращающихся воздушных винтов генерирует тягу, полетный (тяговый) КПД, теорему о подъемной силе продуваемого профиля, которые

рассчитываются по единым формулам тяги, полетного (тягового) КПД, теореме о подъемной силе продуваемого профиля для всех типов движителей на непрерывных потоках, формулы (7), (8), (11), (12), (14), (15), согласно уже разработанной единой теории движителей на непрерывных потоках.

Согласно выведенной теореме о подъемной силе продуваемого профиля лопасти первого рабочего колеса контрвращающихся воздушных винтов, формулы (14), (15), установлено, что подъемную силу любого продуваемого профиля (грот парус яхты, крыло птицы, самолета, планера, любой лопаточный профиль, включая продуваемую лопасть первого и второго рабочего колеса контрвращающихся воздушных винтов и др.) всегда нужно рассчитывать как функцию от тяги, генерируемой продуваемым профилем, установлено, что полетный (тяговый) КПД любого продуваемого профиля, включая любую лопасть воздушных контрвращающихся винтов, дополнительно зависит от угла α_1, который образуется между вектором тяги R_1 и осью воздушного винта, формулы (16), (17), установлено, что все продуваемые лопасти любых воздушных винтов, как и турбореактивные двигатели, относятся к движителям прямой реакции, тяга которых должна измеряться только в кГ или Н.

Исходя из вышеизложенного, единая теория движителей на непрерывных потоках ставит дополнительную цель (задание) перед организациями и фирмами, владеющими аэродинамической трубой, выдать все табличные данные согласно формул (7), (8), (11), (12), (14), (15) с целью существенного упрощения расчета любых лопастей воздушных винтов, поскольку разработанная краткая теория контрвращающихся воздушных винтов, согласно единой теории движителей на непрерывных потоках, утверждает, что конструктор не должен рассчитывать лопасть воздушного винта, он должен выбрать ее из табличных данных, оформленных согласно формул (7), (8), (11), (12), (14), (15).

15. 3. Общие выводы. Перспективы дальнейших разработок

Разработанная краткая теория контрвращающихся воздушных винтов является логической цепью серии статей, касающихся создания краткой теории однорядных воздушных винтов, краткой теории контрвращающихся воздушных винтов, краткой теории спутновращающихся воздушных винтов, сравнительного анализа однорядных, контрвращающихся и спутновращающихся воздушных винтов с целью выбора наиболее эффективного варианта.

Контрвращающиеся воздушные винты критикуются с любых позиций и относятся к категории движителей на непрерывных потоках с большими энергетическими затратами и очень низким полетным (тяговым) КПД, поскольку подведенная работа (мощность) к двум воздушным контрвращающимся винтам одинакова, но на первом рабочем колесе η_{m1}, η_{n1} равны 30 – 35 %, а на втором рабочем колесе контрвращающихся воздушных винтов η_{m2}, η_{n2} равны 5 – 7 %, что объясняется очень низкими оборотами второго рабочего колеса по сравнению с первым, при которых заторможенный

по корытцам лопастей продуваемый газовый поток на выходе из реактивного сопла, сечение C_2-C_2, имеет статическое давление, существенно превышающее $P_н$, т.е. $P^*_{c2} > P_н$, что, естественно, снижает тягу и КПД второго рабочего колеса контрвращающихся воздушных винтов. Увеличить обороты второго рабочего колеса невозможно, поскольку увеличение оборотов приведет к увеличению гидродинамической нагруженности на корытце продуваемой лопасти выше расчетной, что может привести к поломке последних. Повышенная гидродинамическая нагруженность на корытце продуваемых лопастей второго рабочего колеса контрвращающихся воздушных винтов объясняется только встречной закруткой газового потока на входных кромках последних.

Содержание данной статьи открывает широкие перспективы, прежде всего её практического применения, например, отклонение вектора тяги R_1 лопасти воздушного винта на угол α_1 от оси воздушного винта (рис. 15. 1, а) ставит перед конструкторами решаемую задачу: какие воздушные винты необходимо применить, чтобы обеспечить их максимальный КПД путем обеспечения угла α_1, равного нулю.

Для получения исходных данных для такого расчета ведущим организациям, фирмам, владеющим аэродинамической трубой, необходимо провести целенаправленную продувку различных профилей лопастей воздушных винтов с целью точной фиксации геометрических и газодинамических параметров зоны заторможенного потока B_1-C_1 или B_2-C_2, (рис. 15. 1, а).

Исходя из вышеизложенного, конечной целью серии дальнейших исследований будет являться: показать и доказать, что тягу спутновращающихся воздушных винтов можно увеличить на 200-300% по сравнению с однорядным воздушным винтом, если устранить кинематическую зону жесткого (упругого) удара и закрутку газового потока на входных кромках лопастей второго рабочего колеса спутновращающихся воздушных винтов. Поэтому очередная глава будет касаться создания краткой теории спутновращающихся воздушных винтов, в которой будет приведен их полный анализ.

ЛИТЕРАТУРА К ГЛАВЕ 15

1. Патент 26883, Украина, МПК (2006) B64C 11/00, B64C 27/00, B64Д 35/00, F02K 3/00. Турбогвинтовентиляторний двигун [Текст] / Б.Ш. Мамедов/ – № U200705886, заявл. 29.05.2007, опубл. 10.10.2007, internet.

2. Юрьев, Б. Н. Избранные труды. Том I. Воздушные винты. Вертолеты. Изд. Академии наук СССР, – Москва, – 1961, –531 с.

3. Мамедов, Б.Ш. Глава 2. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Вывод формулы тяги, полетного (тягового) КПД, теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, как движителя [Текст] / Б.Ш. Мамедов // Вісник національного технічного університету «ХПІ». Збірник наукових праць. Тематичний випуск: Нові рішення в сучасних технологіях, – Харків: НТУ «ХПІ», 2011, – №33, – С.146-153.

4. Мамедов, Б.Ш. Глава 9. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Вывод формулы тяги, полетного (тягового) КПД, теоремы о подъемной силе продуваемого профиля единичного размаха. как движителя на непрерывных потоках (краткая теория крыла самолета) [Текст] / Б.Ш. Мамедов // Вісник національного технічного університету «ХПІ». Збірник наукових праць. Тематичний випуск: Нові рішення в сучасних технологіях, – Харків: НТУ «ХПІ», 2012, –№50(956), –С.3-17.

5. Казанджан, П. К. Теория авиационных двигателей [Текст] / П.К. Казанджан, Н.Д. Тихонов, А.К. Янко. – М.: Машиностроение, 1983, – 223 с.

6. Мамедов, Б. Ш. Глава 1. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Вывод формулы тяги, полетного (тягового) КПД турбореактивных двигателей [Текст] / Б.Ш.Мамедов // Восточно-Европейский журнал передовых технологий. – 2011. – №4/7 (52). – С.15-20.

7. Мамедов, Б. Ш. Глава 7. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Вывод формулы тяги, полетного (тягового) КПД, теоремы о подъемной силе продуваемого профиля крыла птицы, как движителя [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Вісник національного технічного університету «ХПІ». – 2012. – №44. – С.11-20.

8. Шляхтянко, С. М. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей [Текст] / С. М. Шляхтянко. – М.: Машиностроение, 1987.– 568с.

9. Мамедов, Б. Ш. Единая теория движителей. Вывод формул тяги, полетного (тягового) КПД ракетных двигателей. [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Восточно-Европейский журнал передовых технологий. – 2013. – №1/7(61). – С.67-71.

10. Мамедов, Б. Ш. Применение уравнения Эйлера для вывода формул тяги, полетного (тягового) КПД воздушно-реактивных двигателей по внешним параметрам газового потока при $V_n \geq 0$ [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Вісник національного технічного університету «ХПІ». – 2013. – №4(978). – С.3-15.

ГЛАВА 16.
К ЕДИНОЙ ТЕОРИИ ДВИЖИТЕЛЕЙ НА НЕПРЕРЫВНЫХ ПОТОКАХ. КРАТКАЯ ТЕОРИЯ СПУТНОВРАЩАЮЩИХСЯ ВОЗДУШНЫХ ВИНТОВ

16. 1. Введение

Кинематический анализ, проведенный для однорядных воздушных винтов, [1], показывает, что к основным недостаткам последних относятся:

1. Повышенная децибельная характеристика, которая регламентируется мощными ударными волнами, генерируемыми в кинематической зоне жёсткого (упругого) удара, [1].

2. Наличие кинематической зоны жёсткого (упругого) удара, которая генерирует мощные ударные волны в колебательном режиме, которые одинаково распространяются во все стороны, [1].

3. Низкая окружная скорость вращения однорядных воздушных винтов (290–310 м/с), которую невозможно увеличить из–за наличия кинематической зоны жёсткого (упругого) удара в сечении В–В, п.2, поскольку мощные ударные волны в колебательном режиме, которые генерируются в этой зоне и направленные против потока, например, тормозят последний , уменьшая *Ca* ниже расчётного значения, что неизбежно приводит к развитому срыву потока по спинкам продуваемых профилей воздушных винтов, так как углы атаки *i* при этом превышают 5–7°, где *Ca* – осевая скорость продуваемого газового потока на входных кромках лопастей однорядного воздушного винта.

4. Закрутка газового потока на выходе из лопастей однорядного воздушного винта, что способствует генерированию дополнительного grad P, который после выходной кромки лопастей стягивает вращающийся газовый поток в жгут, тормозя последний, уменьшая, при этом осевую скорость и увеличивая статическое давление газового потока за выходным сечением С–С лопасти воздушного винта.

5. Отклонение вектора тяги R лопастей однорядного воздушного винта от оси вращения на угол α, что приводит к снижению тяги и КПД воздушного винта

6. Низкие экологические и технико-экономические показатели однорядных воздушных винтов, которые регламентируются п.п. 1–5.

Известные контрвращающиеся воздушные винты, [1], предназначены для раскрутки газового потока после первого рабочего колеса, т.е. для устранения только одного недостатка однорядных воздушных винтов, связанного с п.4, все остальные недостатки однорядных воздушных винтов присущи и контрвращающимся воздушным винтам.

В современной технической литературе по теории и расчёту однорядных воздушных винтов, например, [2], полностью отсутствует правильный вывод формул тяги, полётного (тягового) КПД, теоремы о подъёмной силе продуваемой лопасти воздушного винта, основанный на кинематическом анализе характера изменения статических давлений, осевых скоростей,

первичных движущих сил от изменения статических давлений, ускорений (вторичных движущих динамических–инерционных сил) газового потока в пределах контрольного контура $H–H_1$, теория относительности.

Известный вывод теоремы о подъёмной силе продуваемого профиля, выведенной профессором Н. Е. Жуковским в его статье «Вихревая теория гребного винта», 1912 г., является ошибочным, подробная критика его теоремы приведена в [3, 4] и др. источниках.

В патенте [1] приводится разработка принципиально нового типа движителей на непрерывных потоках – спутновращающихся воздушных винтов, которые полностью устраняют все шесть недостатков однорядных воздушных винтов и позволяют увеличить тягу второго спутновращающегося воздушного винта на 200-300% по сравнению с однорядным воздушным винтом за счёт увеличения оборотов.

На основании вышеизложенного, перед единой теорией движителей на непрерывных потоках стояла проблема создания краткой теории спутновращающихся воздушных винтов, основанной на применении неизвестного в современной теории воздушных винтов метода кинематического анализа характера изменения статических давлений, осевых скоростей, первичных движущих сил от изменения статических давлений, ускорений (вторичных движущих динамических – инерционных сил) газового потока с целью вывода единых для всех типов движителей на непрерывных потоках формул тяги, полётного (тягового) КПД, теоремы о подъёмной силе продуваемой лопасти второго спутновращающегося воздушного винта, раскрыть все преимущества спутновращающихся воздушных винтов перед однорядными и конртвращающимися воздушными винтами.

16. 2. Постановка цели

Применение кинематического анализа характера изменения статических давлений, осевых скоростей, первичных движущих сил от изменения статических давлений, ускорений (вторичных движущих динамических–инерционных сил) газового потока в пределах контрольного контура $H–H_1$ для вывода формул тяги, полётного (тягового) КПД, теоремы о подъёмной силе продуваемого профиля лопастей спутновращающихся воздушных винтов, как движителя на непрерывных потоках, проводится впервые.

Принятая терминология соответствует терминологии современной теории воздушно–реактивных двигателей

16. 2. 1. Принцип работы спутновращающихся воздушных винтов

Рабочие колёса 1, 2, рис. 16. 1, спутновращающихся воздушных винтов вращаются в одном направлении, при этом производительность второго по ходу потока рабочего колеса 2 выше производительности рабочего колеса 1, что достигается более высокими оборотами и гидравлическими углами β_1 лопастей второго рабочего колеса по сравнению с первым, обеспечивая окружную скорость вращения $U_2>U_1$, при этом, в связи с нарастанием осевой скорости газового потока, что приводит к сужению газодинамического тракта,

наружный диаметр второго по ходу потока рабочего колеса меньше наружного диаметра первого рабочего колеса спутновращающихся воздушных винтов.

Таким образом, второе рабочее колесо спутновращающихся воздушных винтов, создавая разрежение перед входными кромками своих лопастей, инжектирует (всасывает) газовый поток через каналы между лопастями первого рабочего колеса, которое в данном режиме работы не сжимает газовый поток, а служит только вращающимся направляющим аппаратом с заданным законом вращения(заданными оборотами). Разрежение, которое генерируется перед входными кромками лопастей второго по ходу потока рабочего колеса, способствует увеличению относительных скоростей W_2 и W_1 соответственно на выходе (W_2) и входе (W_1) в лопасти первого рабочего колеса. Увеличение W_1 при постоянной U_1 способствует закрутке входящего газового потока в зоне Н–$В_1$ против вращения спутновращающихся воздушных винтов. На рис. 16. 1 закрутка входящего газового потока в сечении $В_1$–$В_1$ изображена вектором $С_{1u}$. Таким образом, в зоне Н–$В_1$ газовый поток претерпевает плавную нарастающую закрутку, которая достигает своего максимального значения в сечении $В_1$–$В_1$. Под действием центробежных сил, которые максимальны в сечении $В_1$–$В_1$, генерируется дополнительный градиент статических давлений газового потока, grad $Р_д$, направленный к центру сечения $В_1$– $В_1$, который стягивает поток в жгут до и после сечения $В_1$– $В_1$, при этом в зоне Н– $В_1$ grad $Р_д$ способствует дополнительному ускорению газового потока, а в зоне $В_1$–$В_2$ способствует его торможению, получая синусоидальную характеристику изменения осевых скоростей газового потока в зоне Н–$В_2$, [1], обеспечивая нулевое ускорение газового потока на входных кромках лопастей второго рабочего колеса спутновращающихся воздушных винтов. Раскрутка газового потока до осевого направления осуществляется в пределах ширины лопастей первого рабочего колеса – вращающегося направляющегося аппарата, рис.1а, план скоростей газового потока на выходе из лопасти первого рабочего колеса при расчётной диффузорности лопастей.

Таким образом, в сечении $В_2$–$В_2$ имеет место кинематическая зона неупругого удара, сила которого зависит от наклона характеристики изменения осевых скоростей в зоне $В_2$–$К_2$, при этом ускорение неупругого удара, [1], $а_{уд}$, существенно уступает ускорению жёсткого (упругого) удара в сечении В–В однорядных воздушных винтов, [1].

Поэтому в спутновращающихся воздушных винтах мы имеем реальную возможность увеличить обороты второго по ходу потока рабочего колеса в 2–3 раза по сравнению с оборотами однорядного воздушного винта, получив ту же самую силу удара, которая генерируется в сечении В–В однорядных воздушных винтов. Увеличение оборотов второго по ходу потока рабочего колеса спутновращающихся воздушных винтов в 2–3 раза по сравнению с расчётными оборотами однорядных воздушных винтов означает и увеличение тяги спутновращающихся воздушных винтов на 200–300 % по сравнению с однорядными воздушными винтами, при одновременном улучшении экологических и технико-экономических показателей спутновращающихся воздушных винтов.

16. 2. 2. Выбор контрольного контура

Продуваемые миделевые профили лопастей первого и второго рабочих колёс спутновращающихся воздушных винтов, рис. 16. 1, вращаются в одном направлении с окружными скоростями U_1, U_2 соответственно, при этом $U_1<U_2$. Применив теорему о плоскопараллельном перемещении частиц газового потока, строим планы скоростей на входных и выходных кромках лопастей первого и второго рабочих колёс спутновращающихся воздушных винтов, сечения B_1–B_1, C_1–C_1, B_2–B_2, C_2–C_2.

Поскольку производительность второго рабочего колеса выше производительности первого рабочего колеса, то газовый поток инжектируется (всасывается) от сечения Н–Н, которое называется сечением невозмущённого потока, градиент статических давлений при этом направлен по потоку, [1]. Таким образом, контрольный контур спутновращающихся воздушных винтов ограничен слева сечением Н–Н – это начало ускоренного движения частиц газового потока, справа сечением H_1–H_1 – это конец ускоренного движения частиц газового потока.

Необходимо отметить, что зона заторможенного потока B_2–C_2 генерируется только по корытцам лопастей второго рабочего колеса спутновращающихся воздушных винтов. Зона заторможенного потока на лопастях первого рабочего колеса спутновращающихся воздушных винтов не генерируется, поскольку газовый поток инжектируется (всасывается) через каналы между лопастями первого рабочего колеса, которое играет роль только вращающегося направляющего аппарата.

Зона заторможенного потока B_2–C_2, рис. 16. 1, поз.3, характеризуется зоной сжатия газового потока B_2–K_2, в которой градиент статических давлений направлен против потока, и зоной ускоренного движения частиц газового потока K_2–C_2, в которой градиент статических давлений направлен по потоку, или, другими словами, зона K_2–C_2 – это реактивное сопло, в котором генерируется тяга продуваемых профилей лопастей второго рабочего колеса спутновращающихся воздушных винтов. При этом необходимо отметить, что внешний вид зоны заторможенного потока B_2–C_2, рис. 16. 1, поз. 3, характер распределения статических давлений в этой зоне полностью соответствует экспериментальным данным современной теории воздушно-реактивных двигателей по продуваемым профилям, [5], где чётко и ясно показано, что максимальное давление продуваемого газового потока по корытцу продуваемого профиля находится в зоне входной кромки продуваемого профиля, и это максимальное давление продуваемого потока постепенно уменьшается по мере перемещения потока к выходной кромке продуваемого профиля, что полностью соответствует всем законам механики истечения жидкостей и газов.

На рис. 16. 1.представлено:

а – продуваемые профили лопастей первого и второго рабочего колеса спутновращающихся воздушных винтов по миделю;

б – кинематический анализ характера изменения статических давлений, осевых скоростей продуваемого газового потока в пределах контрольного контура Н–$Н_1$ спутновращающихся воздушных винтов;

в – кинематический анализ характера изменений осевых ускорений (вторичных движущих динамических – инерционных сил) спутновращающихся воздушных винтов в пределах контрольного контура Н–$Н_1$;

г – кинематический анализ характера изменения первичных движущих сил от изменения статических давлений продуваемого газового потока спутновращающихся воздушных винтов в пределах контрольного контура Н–$Н_1$;

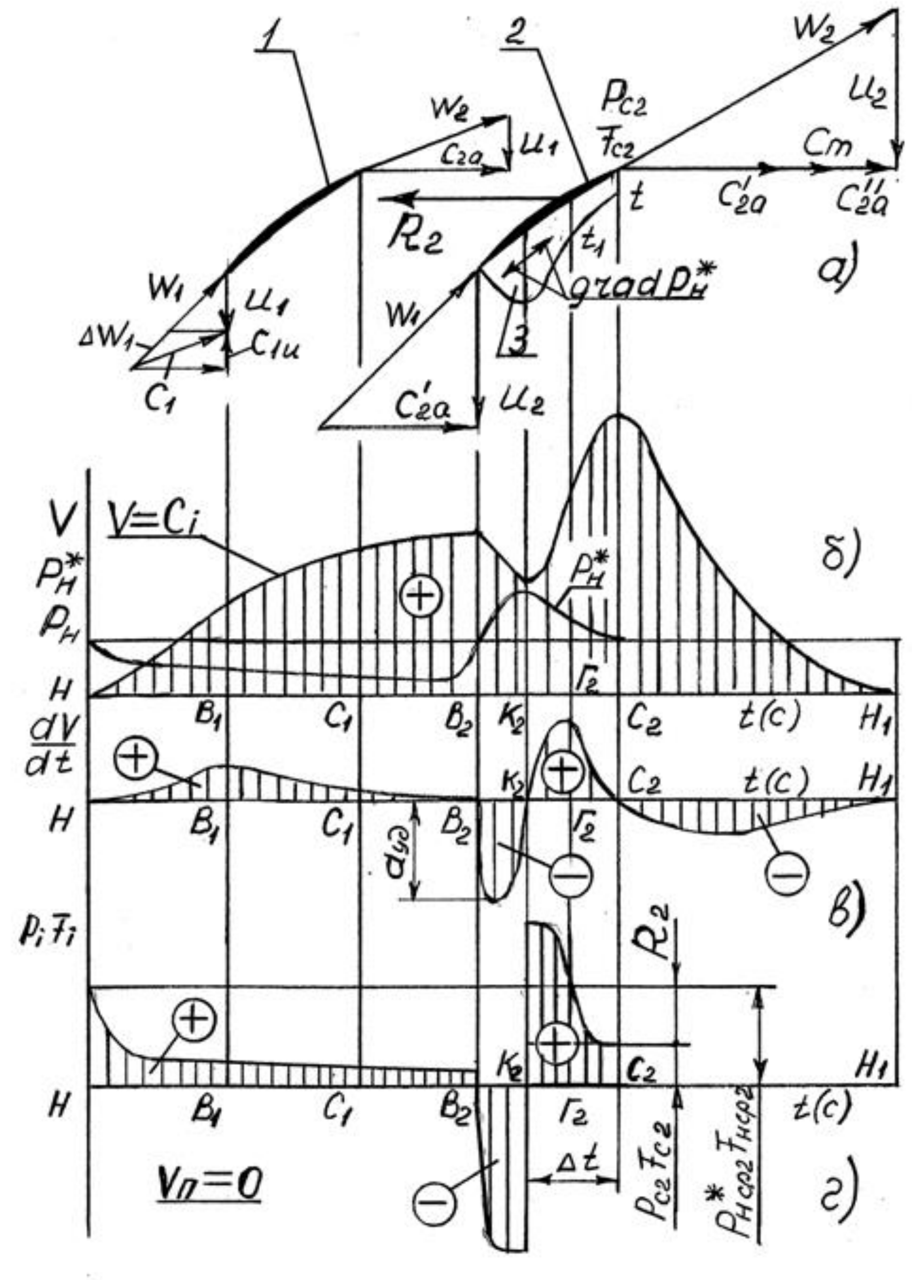


Рис. 16. 1. Кинематический анализ характера изменения статических давлений, первичных движущих сил от изменения статических давлений, осевых скоростей, ускорений

Положение зоны невозмущённого потока, сечение Н–Н, регламентируется режимом работы спутновращающихся воздушных винтов, при увеличении оборотов рабочих колёс сечение Н–Н удаляется от сечения $В_1$–$В_1$, при уменьшении оборотов сечение Н–Н приближается в сечению $В_1$–$В_1$.

При работе спутновращающихся воздушных винтов в пределах контрольного контура Н–$Н_1$ всегда генерируются следующие зоны и сечения при скорости перемещения (полёта) Vп $\geq$ 0:

Н–Н – сечение невозмущённого потока, регламентирующее равенство площадей (работ первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока) в зонах Н–$В_2$ и $В_2$–$К_2$, рис.1;

Н–$В_1$ – зона ускоряемого газового потока, в которой поток постепенно закручивается и достигает максимальной закрутки $С_{1u}$, рис. 16. 1, в сечении $В_1$–$В_1$ при этом генерируется дополнительный градиент статических давлений, grad $Р_д$, направленный к центру сечения $В_1$–$В_1$, который стягивает газовый поток в жгут до и после сечения $В_1$–$В_1$;

$В_1$–$С_1$ – зона раскрутки газового потока до осевого направления, в этой зоне газовый поток начинает тормозиться и стягиваться в жгут под действием дополнительного градиента статических давлений, grad $Р_д$, от максимальных центробежных сил, генерируемых в сечении $В_1$–$В_1$, зона $В_1$–$С_1$ является началом формирования экстремума синусоидального характера изменения осевых скоростей газового потока в зоне Н–$В_2$, в точке экстремума, сечение $В_1$–$В_1$, ускорение газового потока максимально, рис. 16. 1, в.

$С_1$–$В_2$ – зона осевого газового потока, который продолжает тормозиться дополнительным градиентом статических давлений , grad $Р_д$, обеспечивая при этом 100 %–ную стабилизацию осевых скоростей от комля до периферии лопастей второго рабочего колеса спутновращающихся воздушных винтов, в зоне $С_1$–$В_2$ завершается формирование синусоидального характера изменения осевых скоростей газового потока в зоне Н–$В_2$, обеспечивая при этом нулевое ускорение газового потока на входных кромках лопастей второго рабочего колеса спутновращающихся воздушных винтов, рис. 16. 1, б, в зоне Н–$В_2$ градиент статических давлений и градиент первичных движущих сил от изменения статических давлений направлены по потоку;

$В_2$–$К_2$ – зона сжатия газового потока по корытцу продуваемого профиля лопастей второго рабочего колеса спутновращающихся воздушных винтов, в которой градиент статических давлений и градиент первичных движущих сил от изменения статических давлений направлены против потока;

$К_2$–$С_2$ – зона ускоряемого газового потока, в которой градиент статических давлений и градиент первичных движущих сил от изменения статических давлений, рис.1г, направлены по потоку, или зона $К_2$–$С_2$ – это реактивное сопло, в котором генерируется вся тяга (100 %) спутновращающихся воздушных винтов;

$С_2$–$Н_1$ –зона выходящей струи из второго спутновращающегося воздушного винта, в которой при $Р_с$>$Р_н$ градиент статических давлений направлен по потоку, а градиент первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока равен нулю, поскольку в выходящей

струе, согласно закона Бойля–Мариотта, P_iF_i=const при любых P_c, при $P_c=P_н$ градиент статических давлений газового потока равен нулю, градиент первичных движущих сил от изменения статических давлений тоже равен нулю, при $P_c<P_н$ градиент статических давлений газового потока направлен против потока, а градиент первичных движущих сил от изменения статических давлений равен нулю, т.е. работа первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока в зоне выходящей струи C_2–H_1 при любых значениях P_c всегда равна нулю, газовый поток в выходящей струе движется только под действием инерционных сил.

H_1–H_1 – сечение невозмущённого потока, в котором ускорение продуваемого газового потока равно нулю.

Зоны контрольного контура Н–H_1 спутновращающихся воздушных винтов, рис. 16. 1, полностью совпадают с зонами контрольного контура турбореактивных двигателей, [6, с.18, рис.1], крыла птицы, [7, с.14, рис.1], паруса грот, [8, с.13, рис.1], и других движителей на непрерывных потоках. Согласно единой теории движителей на непрерывных потоках процесс генерирования тяги всеми типами движителей на непрерывных потоках одинаков. Поэтому методика вывода формул тяги, полётного (тягового) КПД лопастей спутновращающихся воздушных винтов ничем не будет отличаться от аналогичной для турбореактивных двигателей, а методика вывода теоремы о подъёмной силе продуваемого профиля лопастей спутновращающихся воздушных винтов ничем не будет отличатся от аналогичной для крыла птицы, паруса, и др. движителей, т.е. единая теория движителей разработала единые, общие для всех типов движителей на непрерывных потоках, формулы тяги, полётного (тягового) КПД, теорему о подъёмной силе продуваемого профиля.

16. 2. 3 Характеристика внешних сил, действующих на трубку тока в зоне контрольного контура Н–H_1 лопастей спутновращающихся воздушных винтов

При характеристике внешних сил, действующих на трубку тока в зоне контрольного контура Н–H_1 лопастей спутновращающихся воздушных винтов, необходимо учитывать, что всегда первична статика, а вторична динамика газового потока.

К внешним силам, действующим на трубку тока в зоне Н–H_1, относятся:

1. Первичные движущие силы от изменения статических давлений газового потока, P_iF_i , где P_i – статическое давление продуваемого газового потока в i– м сечении газодинамического тракта в пределах контрольного контура Н–H_1, F_i – площадь i–го сечения газодинамического тракта в пределах контрольного контура Н–H_1.

2. Вторичные движущие силы от изменения динамических–инерционных сил, $m_г.a_i$, где $m_г$ – массовый секундный расход газового потока через лопасть воздушного винта, a_i – ускорение газового потока в i– м сечении газодинамического тракта в пределах контрольного контура Н–H_1.

3. Силы сопротивления – это силы, направленные против потока, к которым могут относиться как первичные движущие силы от изменения статических давлений, например, в зоне $В_2$–$К_2$, так и динамические–инерционные силы, когда сила инерции направлена против потока, сила сопротивления $P_{c2}F_{c2}$.

4. Сила тяги R_2 лопастей спутновращающихся воздушных винтов, которая, как и сила сопротивления $P_{c2}F_{c2}$ для зоны контрольного контура $К_2$–$С_2$, всегда направлена против потока при своём положительном значении. На отдельных участках контрольного контура Н–$Н_1$, например, в зоне $В_2$–$К_2$, генерируется отрицательная внешняя сила тяги, которая направлена по потоку, однако она всегда скомпенсирована положительной силой тяги, которая генерируется в зоне Н–$В_2$ спутновращающихся воздушных винтов.

5. Гравитационные силы продуваемого газового потока, которые при горизонтальном полёте (перемещении) не учитываются

Силы трения газового потока о поверхность лопастей спутновращающихся воздушных винтов не учитываем.

Таким образом, в контрольном контуре Н–$Н_1$ рассматривается замкнутая система всех внешним сил, действующих на трубку тока в зоне Н–$Н_1$, т.е. векторная сумма всех внешних сил в пределах контрольного контура Н–$Н_1$ всегда равна нулю, замыкает векторный силовой многоугольник, в нашем случае линия, всегда тяга лопастей второго рабочего колеса спутновращающихся воздушных винтов.

Замкнутая система внешних сил, отражая единый Закон сохранения энергии, предусматривает и равенство работ всех внешних сил, направленных по потоку и против потока. При наличии кинематического анализа работа любых внешних сил условно изображается площадью соответствующих геометрических фигур, например, работа вторичных динамических–инерционных сил, направленных против потока, условно изображается двумя геометрическими фигурами со знаком «плюс», направленных по потоку, условно изображаются двумя геометрическими фигурами со знаком «минус», рис.1в. Согласно Закона сохранения энергии сумма площадей геометрических фигур для вторичных движущих динамических–инерционных сил со знаком «плюс» всегда равна сумме площадей геометрических фигур со знаком «минус», т.е. векторный силовой многоугольник, в нашем случае линия, всегда должен быть замкнутым для вторичных движущих динамических–инерционных сил, места для замыкающего вектора силы тяги R в этом силовом многоугольнике – линии нет, поэтому скорость газового потока, генерирующая вторичные движущие динамические–инерционные силы, тяги никогда не создаёт.

Тяга в любом движителе на непрерывных потоках создаётся только первичными движущими силами от изменения статических давлений газового потока, например, спутновращающихся воздушных винтов. Закон сохранения энергии касается и для первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока в пределах контрольного контура Н–$Н_1$, например, работа первичных движущих сил в зоне Н–$В_2$ со знаком «плюс», рис. 16. 1, г,

полностью компенсируется работой первичных движущих сил в зоне $В_2$–$К_2$ со знаком «минус». Положительная работа первичных движущих сил в зоне $К_2$–$С_2$ полностью компенсируется отрицательной работой внешних сил – сил сопротивления $P_{c2}F_{c2}$ и силы тяги R_2 лопастей второго рабочего колеса спутновращающихся воздушных винтов.

Отрицательная работа этих внешних сил сопротивлений, $P_{c2}F_{c2}$, R_2, в виде прямоугольных геометрических фигур со знаком «минус» на рис. 16. 1 условно не показана, но её всегда необходимо иметь в виду.

Работа первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока в зоне $С_2$–$Н_1$, как уже отмечалось, всегда равна нулю, поскольку работа силы $P_{c2}F_{c2}$ на участке $С_2$–$Н_1$ всегда компенсируется равной и противоположно направленной работой силы $P_{н1}F_{н1}$ на этом же участке, поскольку согласно закона Бойля – Мариотта, в выходящей струе

$$P_{c2}F_{c2}= P_iF_i= P_{н1}F_{н1}=const. \quad (1)$$

Газовый поток в зоне выходящей струи $С_2$–$Н_1$ движется только под действием силы инерции.

Таким образом, согласно Закона сохранения энергии сумма площадей геометрических фигур, изображающих работу первичных движущих сил от изменения статических давлений и вторичных движущих динамических–инерционных сил, со знаком «плюс» всегда равна сумме площадей геометрических фигур со знаком «минус», т.е. векторный силовой многоугольник, в нашем случае линия, всегда должен быть замкнутым, а для первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока таким замыкающим вектором всегда является тяга R_2 лопастей второго рабочего колеса спутновращающихся воздушных винтов.

На основании вышеизложенного уже разработанная единая теория движителей на непрерывных потоках ставила своей целью (заданием) создать новую теорию спутновращающихся воздушных винтов на основе вывода принципиально новых фундаментальных формул тяги, полётного (тягового) КПД и теоремы о подъёмной силе продуваемой лопасти второго рабочего колеса спутновращающихся воздушных винтов, показать и доказать, что спутновращающееся воздушные винты способны увеличить тягу на 200–300% по сравнению с однорядными воздушными винтами.

16. 2. 4. Применение кинематического анализа характера изменений статических давлений, осевых скоростей, первичных движущих сил от изменения статических давлений, ускорений

Кинематический анализ, приведенный на рис. 16. 1, показывает, что основой для увеличения оборотов второго рабочего колеса в 2–3 раза по сравнению с однорядными воздушными винтами, а значит и увеличения тяги на 200–300 %, является наличие осевой скорости газового потока в зоне $С_1$–$В_2$ и полное устранение кинематической зоны жёсткого (упругого) удара в сечении $В_2$–$В_2$, которая имеет место в однорядных воздушных винтах, [1], путём замены характера движения частиц газового потока с нарастающим ускорением, что имеет место в однорядных воздушных винтах в зоне Н–В, [1], на

синусоидальный, обеспечивающий нулевое ускорение частиц газового потока в сечении B_2–B_2 спутновращающихся воздушных винтов, рис. 16. 1, б, зона Н–B_2.

Кинематический анализ показывает также, что отрицательная работа первичных движущих сил от изменения статических давлений продуваемого газового потока в зоне B_2–K_2 полностью компенсируется положительной работой первичных движущих сил в зоне Н–B_2.

Таким образом, кинематический анализ показывает, что нескомпенсированной зоной работы первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока, в которой генерируется тяга продуваемых лопастей второго рабочего колеса спутновращающихся воздушных винтов, является зона K_2–C_2. Работа, подведенная к продуваемому газовому потоку в зоне K_2–C_2, численно равна площади геометрической фигуры, ограниченной параболической кривой и осью абсцисс, заштрихованная зона со знаком «плюс». Площадь этой геометрической фигуры равна площади прямоугольника со сторонами , K_2C_2. Поэтому, с учётом соответствующих масштабов, можно записать, что подведенная движителем к газовому потоку работа в зоне K_2–C_2 равна

$$A_{п2} = P^{*}_{нср2} \cdot F_{нср2} \cdot K_2C_2, \text{ (кГм)}, \tag{2}$$

где K_2C_2 равно перемещению потока за время Δt, рис. 16. 1, г.

Подведенная к продуваемому газовому потоку в зоне K_2–C_2 работа $A_{п2}$ затрачивается на преодоление работы силы сопротивления

$$A_{сс2}=P_{c2} \cdot F_{c2} \cdot K_2C_2, \text{ (кГм)}, \tag{3}$$

и на преодоление работы силы тяги

$$A_{R2}=R_2 \cdot K_2C_2, \text{ (кГм)} \tag{4}$$

Таким образом, можно записать

$$A_{п2}= A_{сс2} + A_{к2}, \tag{5}$$

или

$$P^{*}_{нср2} \cdot F_{нср2} \cdot K_2C_2 = P_{c2} \cdot F_{c2} \cdot K_2C_2 + R_2 \cdot K_2C_2 \tag{6}$$

откуда

$$R_2 = P^{*}_{нср2} \cdot F_{нср2} - P_{c2.}F_{c2}, \text{ при } V_п= 0, \tag{7}$$

$$R'_2 = P^{*/}_{нср2} \cdot F'_{нср2} - P'_{c2} \cdot F'_{c2}, \text{ при } V_п > 0, \tag{8}$$

где

$$P^{*/}_{нср2} = P^{*}_{нср2} \pm \Delta P^{*}_{нср2}, \tag{9}$$

где $\pm\Delta P^{*}_{нср2}$ – приращение или уменьшение среднего статического давления заторможенного газового потока в среднем сечении $Г_2$–$Г_2$ газодинамического тракта, рис. 16. 1, при $V_п > 0$, при этом $\pm\Delta P^{*}_{нср2}$ зависит от скорости газового потока в среднем сечении $Г_2$–$Г_{2.}$

Любое изменение скорости полёта (перемещения) влечёт за собой изменение всех пяти параметров, входящих в формулы тяги (7), (8) продуваемых лопастей второго рабочего колеса спутновращающихся воздушных винтов. Естественно, полную тягу лопастей второго рабочего колеса необходимо рассчитывать с учётом количество лопастей

Вывод формул тяги (8) при $V_п > 0$ для лопастей второго рабочего колеса спутновращающихся воздушных винтов аналогичен вышеприведенному.

Полётный (тяговый) КПД продуваемой лопасти второго рабочего колеса спутновращающихся воздушных винтов определяется из уравнения

$$\eta_{n2} = \frac{A_{R2}}{A_{n2}}, \tag{10}$$

откуда

$$\eta_{m2} = \left(1 - \frac{P_{c2} \cdot F_{c2}}{P^*_{нср2} \cdot F_{нср2}}\right) \cdot 100\%, \text{ при } V_п = 0, \tag{11}$$

$$\eta_{n2} = \left(1 - \frac{P'_{c2} \cdot F'_{c2}}{P^{*/}_{нср2} \cdot F'_{нср2}}\right) \cdot 100\%, \text{ при } V_п > 0, \tag{12}$$

Необходимо отметить, что направление вектора тяги R_2 второго рабочего колеса спутновращающихся воздушных винтов всегда противоположно среднему вектору скоростей C_m.

Для однорядных воздушных винтов направление вектора тяги никогда не совпадает с осью вращения винта, всегда составляет определённый угол α, [7]

Поэтому теорему о подъёмной силе продуваемого профиля лопасти второго рабочего колеса спутновращающихся воздушных винтов в общем виде можно описать уравнением

$$P_2 = R_2 \cdot \sin\alpha, \tag{13}$$

откуда

$$P_2 = (P^*_{нср2} \cdot F_{нср2} - P_{c2} \cdot F_{c2}) \sin\alpha, \text{ при } V_п = 0, \tag{14}$$

$$P'_2 = (P^{*/}_{нср2} \cdot F'_{нср2} - P'_{c2} \cdot F'_{c2}) \cdot \sin\alpha', \text{ при } V_п > 0, \tag{15}$$

где P_2 – подъёмная сила продуваемого профиля лопасти второго рабочего колеса спутновращающихся воздушных винтов.

Поэтому теорему о подъёмной силе продуваемого профиля лопасти второго рабочего колеса спутновращающихся воздушных винтов можно сформулировать следующим образом:

Подъёмная сила продуваемого профиля лопасти второго рабочего колеса спутновращающихся воздушных винтов всегда является функцией от тяги, генерируемой продуваемым профилем лопасти и рассчитывается по формулам (13), (14), (15).

Отклонение вектора тяги R_2, от оси воздушного винта на угол α влияет на конечное значение полётного (тягового) КПД

$$\eta_{m2} = \left(1 - \frac{P_{c2} \cdot F_{c2}}{P^*_{нср2} \cdot F_{нср2}}\right) \cdot 100\% \cdot \sin\alpha, \text{ при } V_п = 0, \tag{16}$$

$$\eta_{n2} = \left(1 - \frac{P'_{c2} \cdot F'_{c2}}{P^{*/}_{нср2} \cdot F'_{нср2}}\right) \cdot 100\% \cdot \sin\alpha^1, \text{ при } V_п > 0. \tag{17}$$

Для спутновращающихся воздушных винтов диффузорность лопастей второго рабочего колеса рассчитывается такой, чтобы угол α на расчётном режиме был бы равен нулю.

В формулах (2) – (17) для лопастей второго рабочего колеса спутновращающихся воздушных винтов приняты следующие обозначения:

R_2 – тяга продуваемой лопасти второго рабочего колеса при $V_п = 0$;

$P^*_{нср2} = P^*_{г2}$ – статическое давление продуваемого газового потока в среднем сечении $Г_2$–$Г_2$;

$F_{нср2}$ – площадь газодинамического тракта в среднем сечении $Г_2$–$Г_2$ зоны $К_2$–$С_2$, равная $t_1 \cdot l$, где t_1– толщина газодинамического тракта в среднем сечении $Г_2$–$Г_2$, l – длинна лопасти воздушного винта.

$P_{с2}$– статическое давление продуваемого газового потока в выходном сечении $С_2$–$С_2$ реактивного сопла зоны $К_2$–$С_2$ при $V_п = 0$;

$F_{с2}$ – площадь газодинамического тракта в выходном сечении $С_2$–$С_2$ реактивного сопла зоны $К_2$–$С_2$, равная $t \cdot l$,где t – толщина газодинамического тракта в выходном сечении $С_2$–$С_2$ реактивного сопла зоны $К_2$–$С_2$ при $V_п = 0$;

α – угол между направлением вектора тяги R_2 и осью воздушного винта при $V_п = 0$;

$\eta_{т2}$ – тяговый КПД продуваемой лопасти второго рабочего колеса спутновращающихся воздушных винтов при $V_п = 0$;

P_2 – подъёмная сила продуваемого профиля лопасти второго рабочего колеса при $V_п = 0$;

R_2' – тяга продуваемой лопасти второго рабочего колеса при $V_п > 0$;

$P^{*/}_{нср2} = P^{*/}_{г2}$ – статическое давление продуваемого газового потока в среднем сечении $Г_2$–$Г_2$, газодинамического тракта зоны $К_2$–$С_2$, приведенное к зоне невозмущённого потока Н при $V_п > 0$, зависит также от осевой скорости газового потока в среднем сечении $Г_2$–$Г_2$;

$F'_{нср2}$ – площадь газодинамического тракта в среднем сечении $Г_2$–$Г_2$, зоны $К_2$–$С_2$ при $V_п > 0$, равная $t_1' = l$, где t_1' – толщина газодинамического тракта в среднем сечении $Г_2$–$Г_2$ при $V_п > 0$;

$P'_{с2}$ – статическое давление продуваемого газового потока в выходном сечении $С_2$–$С_2$ реактивного сопла зоны $К_2$–$С_2$ при $V_п > 0$;

$F'_{с2}$ – площадь газодинамического тракта в выходном сечении $С_2$–$С_2$ реактивного сопла зоны $К_2$–$С_2$, равная $t' \cdot l$, где t' – толщина газодинамического тракта в выходном сечении $С_2$–$С_2$ реактивного сопла зоны $К_2$–$С_2$ при $V_п > 0$;

α^1 – угол между направлением вектора тяги R_2' и осью воздушного винта при $V_п > 0$;

$\eta_{п2}$ – полётный (тяговый) КПД продуваемой лопасти второго рабочего колеса спутновращающихся воздушных винтов при $V_п > 0$;

P_2' – подъёмная сила продуваемой лопасти второго рабочего колеса спутновращающихся воздушных винтов при $V_п > 0$;

16. 2. 5. Применение уравнения Эйлера, как контрольного варианта

Для решения поставленной задачи рассмотрим правильное применение уравнения Эйлера для трубки тока в зоне $К_2$–$С_2$,[9, 10].

Для вывода формулы тяги продуваемой лопасти второго рабочего колеса спутновращающихся воздушных винтов с помощью уравнения Эйлера необходимо обе части этого уравнения разделить на Δt с целью перехода на размерность кГ или Н, после чего уравнение Эйлера преобразуется во второй Закон И.Ньютона:

$$m_г \cdot \frac{\Delta V}{\Delta t} = m_г \cdot a = \sum P_i \,, \tag{18}$$

где $m_г$ – секундный массовый расход газового потока через продуваемую лопасть воздушного винта, ΔV – разница осевых скоростей на выходе, V_2, из трубки тока в зоне $К_2$–$С_2$, сечение $С_2$–$С_2$, и на входе, V_1, в туже трубку тока, сечение $К_2$–$К_2$; Δt – время импульса всех внешних сил, действующих на трубку тока в зоне $К_2$–$С_2$, или время перемещения потока от сечения $К_2$–$К_2$ до сечения $С_2$–$С_2$; $\frac{\Delta V}{\Delta t} = a$– изменение ускорения продуваемого газового потока в зоне $К_2$–$С_2$; $\sum P_i$ – сумма всех остальных внешних сил, действующих на трубку тока в зоне $К_2$–$С_2$, включая силу тяги R_2 продуваемой лопасти спутновращающихся воздушных винтов, реакции отсоединенных потоков со стороны первичных движущих сил от изменения статических давлений, вторичных движущих динамических–инерционных сил продуваемого газового протока, действующих слева на сечение $К_2$–$К_2$ от зоны Н–$К_2$ и справа на сечение $С_2$–$С_2$ от зоны $С_2$–$Н_1$, рис.16. 1, г.

В этом случае уравнение Эйлера (18) читается только так:

Изменение силы инерции продуваемого газового потока $m_г$ a, которая является одной из внешних сил, действующих на трубку тока в зоне $К_2$–$С_2$, всегда равняется сумме всех остальных внешних сил, включая силу тяги R_2 продуваемой лопасти воздушного винта, а также реакции отсоединённых потоков от первичных движущих сил от изменения статических давлений, вторичных движущих динамических–инерционных сил продуваемого газового потока, действующих на сечение $К_2$–$К_2$ слева от зоны Н–$К_2$ и справа на сечение $С_2$–$С_2$ от зоны $С_2$–$Н_1$.

Запишем уравнение Эйлера (18) в векторной форме:

$$\overline{m_г a} = \overline{P_{ин1}} + \overline{P_{ин2}} + \overline{P^*_{нср2} \cdot F_{нср2}} + \overline{P_{с2} \cdot F_{с2}} + \overline{R_2} \tag{19}$$

где $P_{ин1}$– реакция отсоединённого потока зоны Н–$К_2$ от динамических–инерционных сил, которая действует на сечение $К_2$–$К_2$ слева; $P_{ин2}$– реакция отсоединённого потока зоны $С_2$–$Н_1$ от динамических–инерционных сил, которая действует на сечение $С_2$–$С_2$ справа; R_2 – тяга продуваемой лопасти второго рабочего колеса спутновращающихся воздушных винтов.

Реакции отсоединённых потоков зон Н–$К_2$ и $С_2$–$Н_1$, которые действуют на сечения $К_2$–$К_2$, $С_2$–$С_2$ со стороны первичных движущих сил от изменения статических давлений продуваемого газового потока, всегда равняются нулю, поэтому уравнение Эйлера (19) можно записать так:

$$\overline{P_{ин1}} + \overline{m_г a} + \overline{P_{ин2}} = \overline{R_2} + \overline{P^*_{нср2} \cdot F_{нср2}} + \overline{P_{с2} \cdot F_{с2}} \,. \tag{20}$$

Левая часть этого уравнения является суммой вторичных движущих динамических–инерционных сил в пределах контрольного контура Н–$Н_1$,

которая для любых движителей на непрерывных потоках, включая рассматриваемые спутновращающиеся воздушные винты, всегда равняется нулю, рис. 16. 1, в, тогда в модульной форме:

$$0 = -R_2 + P^*_{нср2} \cdot F_{нср2} - P_{c2} \cdot F_{c2}, \tag{21}$$

откуда

$$R_2 = P^*_{нср2} \cdot F_{нср2} - P_{c2} \cdot F_{c2}. \tag{7}$$

Таким образом, продуваемая лопасть второго рабочего колеса спутновращающихся воздушных винтов генерирует тягу, полётный (тяговый) КПД, теорему о подъёмной силе продуваемого профиля, которые рассчитываются по единым формулам тяги, полётного (тягового) КПД, теореме о подъёмной силе продуваемого профиля для всех типов движителей на непрерывных потоках, (7), (8), (10), (11), (12), (14), (15), согласно уже разработанной единой теории движителей на непрерывных потоках.

Согласно выведенной теореме о подъёмной силе продуваемого профиля лопасти второго рабочего колеса спутновращающихся воздушных винтов, формулы (14), (15), установлено, что подъёмную силу любого продуваемого профиля (грот парус яхты, крыло птицы, самолёта, планера, любой лопаточный профиль, включая продуваемую лопасть второго рабочего колеса спутновращающихся воздушных винтов и др.) всегда нужно рассматривать как функцию от тяги, генерируемой продуваемым профилем, установлено, что полётный (тяговый) КПД любого продуваемого профиля, включая любые лопасти воздушных винтов, дополнительно зависит от угла α, который образуется между вектором тяги R и осью воздушного винта, формулы (16), (17), установлено, что все продуваемые лопасти любых воздушных винтов, как и турбореактивные двигатели, относятся к движителям прямой реакции, тяга которых должна измеряется только в кГ или Н.

Исходя из вышеизложенного, единая теория движителей на непрерывных потоках ставит дополнительную цель (задание) перед организациями и фирмами, владеющими аэродинамической трубой: выдать все табличные данные согласно формул (7), (8), (10), (11), (12), (14), (15) с целью существенного упрощения расчёта любых лопастей воздушных винтов, поскольку разработанная краткая теория спутновращающихся воздушных винтов, согласно единой теории движителей на непрерывных потоках, утверждает, что конструктор не должен рассчитывать лопасть воздушного винта, он должен выбрать её из табличных данных, оформленных согласно формул (7), (8), (10), (11), (12), (14), (15).

16. 3. Общие выводы. Перспективы дальнейших разработок.

Разработанная краткая теория спутновращающихся воздушных винтов является логической цепью серии статей, касающихся создания краткой теории однорядных воздушных винтов, краткой теории контрвращающихся воздушных винтов, краткой теории спутновращающихся воздушных винтов, краткого сравнительного анализа однорядных, контрвращающихся и

спутновращающихся воздушных винтов с целью выбора наиболее эффективного варианта

В данной статье полностью решена проблема создания краткой теории спутновращающихся воздушных винтов, основанной на применении неизвестного в современной теории воздушных винтов метода кинематического анализа характера изменения статических давлений, осевых скоростей, первичных движущих сил от изменения статических давлений, ускорений (вторичных движущих динамических–инерционных сил) газового потока. Выведены принципиально новые, единые для всех типов движителей на непрерывных потоках формулы тяги, (7), (8), полётного (тягового) КПД, (10), (11), (12), (16), (17), теорема о подъёмной силе продуваемого профиля, (13), (14), (15), лопастей второго рабочего колеса спутновращающихся воздушных винтов, раскрыты все преимущества последних перед однорядными и контрвращающихся воздушными винтами.

Исходя из вышеизложенного, очередная статья будет касаться краткого сравнительного анализа однорядных, контрвращающихся, спутновращающихся воздушных винтов, в которой последовательно будет показано и доказано, что наиболее эффективными воздушными винтами являются спутновращающиеся, поскольку только в этих воздушных винтах полностью устраняется кинематическая зона жёсткого (упругого) удара, что позволит увеличить обороты и тягу второго рабочего колеса спутновращающихся воздушных винтов в 2–3 раза по сравнению с расчётными оборотами и тягой однорядных воздушных винтов.

ЛИТЕРАТУРА К ГЛАВЕ 16

1. Патент 26883, Украина, МПК (2006) B64C 11/00, B64C 27/00, B64Д 35/00, F02K 3/00 .Турбогвинтовентиляторний двигун [Текст] / Б.Ш. Мамедов/ – № U200705886, заявл. 29.05.2007, опубл. 10.10.2007, internet.

2. Юрьев, Б. Н. Избранные труды. Том I. Воздушные винты. Вертолеты. Изд. Академии наук СССР, – Москва, –1961, 531 с.

3. Мамедов, Б. Ш. Глава 2. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Вывод формулы тяги, полётного (тягового) КПД, теоремы о подъёмной силе продуваемого профиля, как движителя. [Текст] / Б. Ш. Мамедов / Вісник національного технічного університету «ХПІ». – 2011. – № 33. – С. 146–153.

4. Мамедов, Б. Ш. Глава 9. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Вывод формулы тяги, полётного (тягового) КПД, теоремы о подъёмной силе продуваемого изолированного профиля единичного размаха, как движителя на непрерывных потоках. (Краткая теория крыла самолёта.) [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Вісник національного технічного університету «ХПІ». – 2012. – № 50 (956). – С.3–17.

5. Казанджан, П. К. Теория авиационных двигателей. [Текст] / П. К. Казанджан, Н. Д. Тихонов, А. К. Янко – М. Машиностроение, 1983, – 223 с..

6. Мамедов, Б. Ш. Глава 1. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Вывод формулы тяги, полётного (тягового) КПД турбореактивных двигателей. [Текст] / Б.Ш. Мамедов // Восточно – Европейский журнал передовых технологий. – 2011. – №4/7(52). – С.15–20.

7. Мамедов, Б. Ш. Глава 7. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Вывод формулы тяги, полётного (тягового) КПД, теоремы о подъёмной силе продуваемого профиля крыла птицы, как движителя. [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Вісник національного технічного університету «ХПІ». – 2012. – № 44. – С.11–20.

8. Мамедов, Б.Ш. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Вывод формулы тяги паруса. [Текст] / Б.Ш. Мамедов // Восточно – Европейский журнал передовых технологий. – 2012. – №5/7 (59). – С.11–17.

9. Мамедов, Б. Ш. Применение уравнения Эйлера для вывода формул тяги, полётного (тягового) КПД воздушно–реактивных двигателей по внешним параметрам газового потока при $V_п \geq 0$ [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Вісник національного технічного університету «ХПІ». – 2013. – № 4 (978). – С. 3–15.

10. Мамедов, Б. Ш. Единая теория движителей. Вывод формул тяги полётного (тягового) КПД ракетных двигателей. [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Восточно – Европейский журнал передовых технологий. – 2013. – №1/7 (61). – С.67–71.

ГЛАВА 17.
АНАЛИЗ СОВРЕМЕННОЙ ТРАКТОВКИ ГЕНЕРИРОВАНИЯ ПОМПАЖА ИЛИ НЕУСТОЙЧИВОЙ РАБОТЫ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ПРИ ВЗЛЁТЕ, ПОЛЁТЕ, ПОСАДКЕ

17. 1. Введение. Постановка проблемы

Истоки всех авиакатастроф по причине заглохания или неустойчивой работы ВРД при взлёте, полёте посадке связаны с кризисом современной теории ВРД, [1, с. 5 - 7].

Кризис современной теории ВРД основывается не только на неправильном понимании и применении уравнения Эйлера, этот кризис основывается ещё и на полном отсутствии фундаментальных формул тяги, полётного (тягового) КПД ВРД, теоремы о подъёмной силе продуваемого профиля, поскольку существующие в современной теории ВРД ошибочные фундаментальные формулы тяги, полётного (тягового) КПД, выведенные Б. С. Стечкиным в 1929г., и такая же ошибочная фундаментальная теорема о подъёмной силе продуваемого профиля, выведенная профессором Н. Е. Жуковским в 1912г.,[2, с. 15-20], [3,с. 146-153], не только задержали технический прогресс в области авиадвигателестроения более чем на 80 лет, но и лежат у истоков тысяч авиационных катастроф по причине заглохания или неустойчивой работы ВРД при взлёте, полёте, посадке, нанесли большой материально-технический ущерб любому государству, производящему самолёты и авиадвигатели.

Ошибочные фундаментальные формулы тяги полётного (тягового) КПД, ошибочная фундаментальная теорема о подъёмной силе продуваемого профиля повлекли за собой такое же ошибочное описание ряда узловых физических процессов, имеющих место при работе ВРД, например, ошибочно описывается такое фундаментальное понятие, как термодинамический цикл ТРД в координатах P-U, T-S, ошибочно описывается такое фундаментальное понятие, как процесс генерирования тяги ВРД, ошибочно описывается такое понятие, как F_H и всё, что связано с ним, ошибочно описывается генерирование подъёмной силы продуваемым профилем, ошибочно описывается работа ТРД, ТРДД, ТРДФ, ошибочно описывается физические основы отрывных течений на лопатках последних рабочих колёс (РК) КВД, ошибочно описывается полётный (тяговый) КПД ВРД и т.д.

Всё это привело к тому, что современная теория ВРД разделилась на две части: теоретическую и экспериментальную, которые существуют абсолютно автономно, и любые попытки соединить эти две части заканчивались той ошибочной теорией ВРД, которую мы имеем сейчас.

В результате ошибочного описания, например, теоретических и физических основ процесса генерирования отрывных течений на лопатках последних рабочих колёс КВД, современная теория ВРД оказалась неспособной дать правильное направление технического прогресса в области авиадвигателестроения, связанного с повышением газодинамической устойчивости работы ВРД при взлёте, полёте, и посадке.

Поэтому в настоящее время существует острая проблема создания принципиально новой теории ВРД, которая уже разработана, и называется «Единая теория движителей на непрерывных потоках». В её основу заложены принципиально новые фундаментальные формулы тяги, полётного (тягового) КПД ВРД и принципиально новая фундаментальная теорема о подъёмной силе продуваемого профиля, едиными для любых движителей на непрерывных потоках, к которым относятся: крыло птицы, самолёта, планера, различные паруса, одинарные, контрвращающиеся и спутновращающиеся гребные и воздушные винты, ТРД, ТРДД, ТРДФ, и др. ВРД, ракетные движители, [2, с.15-20], [3, с.146-153].

В частности, по тематике данной статьи единая теория движителей на непрерывных потоках ставит, решает и внедряет в производство авиадвигателей острейшую проблему, связанную с повышением газодинамической устойчивости работы ВРД путём полного устранения помпажа и неустойчивой работы ВРД при влёте, полёте и посадке, первым шагом которой является : показать и доказать , что источником генерирования помпажа или неустойчивой работы ВРД являются не лопатки последних РК КВД, как это принято в современной теории ВРД, а лопатки первого РК КНД, как это принято в единой теории движителей на непрерывных потоках.

17. 2. Критика трактовки генерирования помпажа или неустойчивой работы ВРД при взлёте, полёте и посадке, выдвигаемой современной теорией ВРД. Постановка первичной цели.

Физической основой изменения углов атаки $\boldsymbol{i}$, приводящих к генерированию отрывных течений на лопатках компрессоров, согласно описанию современной теории ВРД, является первоначальная потеря газодинамической устойчивости работы лопаток последних РК КВД, поскольку при увеличении скорости полёта растёт $\boldsymbol{T_B}$* - температура заторможенного газового потока на выходе из воздухозаборника, что приводит к снижению ***Пк**** - степени сжатия КНД, КСД, КВД, росту объёмного расхода и осевой скорости газового потока на последних ступенях компрессоров и, как следствие, к увеличению отрицательных углов атаки $\boldsymbol{i}$ ниже 5-7^o, что приводит к генерированию развитого срыва газового потока по корытцам лопаток последних РК КВД. Последние ступени КВД начинают лимитировать расход воздуха через компрессор, из-за чего осевая скорость ***Ca*** на входе в лопатки первого РК КНД уменьшается , что приводит к росту углов атаки $\boldsymbol{i}$ на лопатках первых ступеней компрессоров выше 5-7^o, что приводит к генерированию развитого срыва потока по спинкам лопаток первого РК КНД, к помпажу, [4,с.114]

Основным звеном трактовки генерирования неустойчивой работы и помпажа ВРД при увеличении скорости полёта Vп, которое предлагает современная теория ВРД , является увеличение $\boldsymbol{T_B}$***.*** Получается , что ни один из ВРД не может взлететь, не войдя в неустойчивый режим работы, помпаж, поскольку в каждом ВРД при увеличении Vп увеличивается $\boldsymbol{T_B}$*, согласно описанию процесса торможения газового потока в реальном входном

устройстве [4, с.81, формула 3.1.], которая выведена под ошибочный контрольный контур, предложенный академиком Б. С. Стечкиным в 1929 г. [4, с. 44, рис.1.22,1.23], и является тоже ошибочной, поскольку выведена без учёта зоны заторможенного потока, которая генерируется перед воздухозаборником любого ВРД при Vп>0, [5, с.26, рис.1], [4, с.82].

Как уже отмечалось, ошибочные формулы тяги, полётного (тягового) КПД, выведенные академиком Б. С. Стечкиным в 1929г., и такая же ошибочная теорема о подъёмной силе продуваемого профиля, выведенная профессором Н. Е. Жуковским в 1912 г., повлекли за собой описание глубоко ошибочного термодинамического цикла ТРД в координатах P-U, T-S [4, с.16, рис. 1.1, рис. 1.2 и др.], поскольку при свободном истечении газового потока в зоне Н-В статическое давление на выходе из воздухозаборника, точка В или сечение В-В, никогда не может быть выше статического давления в точке Н, сечение Н-Н, поскольку точка В, при правильно выведенных формулах тяги, полётного (тягового) КПД, теоремы о подъёмной силе продуваемого профиля, всегда на термодинамическом цикле ТРД в координатах P-U, T-S должна находится ниже точки Н при Vп $\geq$ 0.

Существующий в современной теории ВРД глубоко ошибочный термодинамический цикл ТРД в координатах P-U,T-S содержит в себе следующие ошибки:

1. Газовый поток в зоне Н-В по сечениям воздухозаборника В-В и d-d разорван, поскольку невозможно поставить знак равенства между расходами газового потока по сечениям В-В (выход) и d-d (вход) воздухозаборника, т.к. G_B>>Gd, что свидетельствует о нарушении всех , без исключения, законов механики истечения жидкостей и газов, включая закон неразрывности струи.

2. При инжектированнии газового потока в зоне Н-В под действием градиента статических давлений, направленного за потоком при Vп$\geq$ 0, температура газового потока на выходе из воздухозаборника $\boldsymbol{T_B}$***** до Vп=0,6 Мп всегда уменьшается, на существующем термодинамическом цикле ТРД в координатах P-U,T-S, разработанным современной теорией ВРД, всё происходит наоборот , что свидетельствует о нарушении принципа инжекции газового потока при Vп$\geq$ 0 и всех законов термодинамики.

3. При наличии ошибочного градиента статических давлений в зоне Н-В, направленного против потока, разрыв струи газового потока согласно п.1 приводит к нарушению закона сохранения энергии, который гласит, что полная энергия газового потока на входе в воздухозаборник, сечение d-d, всегда равна полной энергии газового потока на выходе из воздухозаборника, сечение В-В. Поскольку G_B>>Gd,то невозможно поставить знак равенства между полной энергией газового потока в сечениях d-d и В-В, поскольку полная энергия газового потока в сечении В-В существенно больше полной энергии газового потока в сечении d-d, что нарушает баланс энергии, все законы тернодинамики, уравнение Бернулли. Необходимо отметить, что генерирование градиента статических давлений , направленного против потока, возможно только при движении газового потока в заневоленном состоянии, например , в компрессоре, а при свободном набегании газового потока (воздуха) на

двигатель при Vп>0 всегда перед двигателем генерируется параболоидная зона заторможенного потока с градиентом статических давлений, направленными по потоку, [5, с.26, рис.1б], [4, с.82]

Таким образом, утверждение современной теорией ВРД о том, что с малейшим увеличением Vп растёт T_B*, является ошибочным, поскольку такое абсолютно необоснованное утверждение основывается на глубоко ошибочном контрольном контуре академика Б.С. Стечкина, который считал, что газовый поток (воздух) при Vп>0 входит в двигатель через некоторую площадь Fн со статическим давлением, равным Рн, которое не изменяется вплоть до сечения В-В воздухозаборника, однако испытания ТУ-144 при Vп=2200 км/час показало, что в сечении В-В воздухозаборника статика равна 9 кг/см^2, [4,с.15]. Для того чтобы спасти контрольный контур академика Б. С. Стечкина, специалисты ввели понятие динамического сжатия газового потока в зоне Н-В с градиентом статических давлений, направленным против потока, что является чистейшей научной фальсификацией, отражённой в глубоко ошибочном термодинамическом цикле ТРД, ТРДФ в координатах P-U,T-S. Если бы при испытании ТУ-144 в воздухозаборнике ТРДФ на входе, сечение d-d, стоял бы второй датчик для измерения статики, то этот датчик показал бы давление гораздо выше 9 кг/см^2 (сечение В-В), что свидетельствовало бы о нормальном процессе формирования зоны заторможенного потока с градиентом статических давлений, направленным по потоку, с соблюдением принципа инжекции газового потока при Vп≥0, всех законов механики истечения жидкостей и газов, всех законов термодинамики.

Исходя из вышеизложенного, причины генерирования помпажа или неустойчивой работы ВРД при взлёте, полёте, посадке необходимо объяснять совершенно новым физическим явлением, а именно, генерированием зоны заторможенного потока перед двигателем при Vп>0.

Зона заторможенного потока – это физическое явление, которое имеет место перед любым движущимся предметом в любой окружающей среде.

Генерирование зоны заторможенного потока перед воздухозаборником ВРД известно, [4, с.82], однако дальнейшее исследование и развитие эта тематика не получила, поскольку шла вразрез с контрольным контуром академика Б. С. Стечкина. Основным свойством зоны заторможенного потока, которая генерируется перед воздухозаборником любого ВРД, является наличие градиента статических давлений, направленного за потоком, [5, с.26, рис.1б], поэтому утверждение современной теорией ВРД о том, что Рв*=Рн* при σвх=1, [4, с.81] является чистейшим абсурдом, поскольку статическое давление на выходе из воздухозаборника при любых скоростях полёта всегда меньше Рн*. Соотношение, когда Рв*=Рн*, возможно только в одном случае – когда ВРД не работает и ротора КНД,КСД,КВД не вращаются, а двигатель при этом перемещается с определённой скоростью Vп. Поэтому формулы (3.1), (3.2), приведённые в [4, с.81], лишены всякого физического смысла и являются ошибочными, поскольку ошибочным является понятие Fн, так как контрольный контур академика Б. С. Стечкина должен начинатся с зоны заторможенного потока с начальным статическим давлением равным Рн*, а утверждать, что при

Vп>0 воздушный поток входит в двигатель через площадь Fн со статическим давлением, равным Рн, – это выходит за рамки разумных понятий, это ошибочно.

Зона заторможенного потока, которая генерируется перед воздухозаборником любого ВРД при Vп>0,которую академик Б. С. Стечкин не учёл в своём контрольном контуре, имеет и отрицательное свойство, связанное с наличие зоны Н-f, [5,с.26,рис.1б], статическое давление в которой выше Рн, за этой зоной Н-f следует зона вакуумирования потока f-В. Известно, что процесс вакуумирования газового потока всегда сопровождается понижением Тв, вплоть до отрицательных температур, а говорить о повышении $\boldsymbol{T_B}$***** выше 0^oC можно только при Vп≥1,4Мп.

Известно также, что все авиационные катастрофы имеют место при Vп≤Ск, (360-396 км/час), поэтому при таких скоростях полёта трактовка генерирования отрывных течений, помпажа, предложенная современной теорией ВРД и основанная на увеличении $\boldsymbol{T_B}$*****, носит ошибочный характер, поскольку при Vп≤Ск ни о каком повышении $\boldsymbol{T_B}$***** не может быть и речи, наоборот, при таких скоростях полёта Тв всегда понижается и никогда не генерирует отрывные течения на последних РК КВД. Причины генерирования отрывных течений на лопатках первого РК КНД необходимо искать только в зоне заторможенного потока, которая генерируется перед воздухозаборником любого ВРД при Vп>0.

Поэтому первичной целью (заданием) данного раздела статьи является:

Дать абсолютно правильное, реальное описание причин генерирования отрывных течений на первом РК КНД, приводящих к генерированию неустойчивой работы ВРД, помпажу, заглоханию ВРД, к снижению безопасности полётов при взлёте, полёте и посадке.

17. 3. Причины генерирования отрывных течений на лопатках первого РК КНД, приводящие к неустойчивой работе ВРД, помпажу, заглоханию ВРД, к снижению безопасности полётов при взлёте, полёте и посадке. Постановка вторичной цели

При взлёте авиалайнера перед всеми его двигателями генерируется дроссельная-тормозящая зона заторможенного потока Н-f, [4, с. 82], [5, с. 26, рис. 1б, режим полёта при $V_п<C_к$]. При при этой скорости взлёта все рабочие колёса компрессоров работают в режиме недогруза, особенно в сечении В-В. Это означает, что осевая скорость газового потока на всех рабочих колёсах компрессоров увеличивается выше расчётного значения, особенно в сечении В-В. При этом КПД, $П_к$*, $Р_{нср}$* ($Р_г$*), тяга двигателей уменьшаются, [4, с.49, рис. 1.24]. Если при этом режиме взлёта увеличивается плотность газового потока, входящего в двигатель, например, при минусовых температурах, повышенной влажности воздуха, при попадании в плотный туман, густую облачность, в реактивную струю от двигателей пролетевшего самолёта, при полёте в инверсионном слое и др., то заглохание двигателей любого самолёта всегда идёт по следующей схеме:

1. Увеличивается плотность газового потока в зоне Н-f, дроссельной зоне заторможенного потока, что способствует увеличению статического давления в

этой зоне, одновременно увеличивается инерционность этой зоны заторможенного потока, что способствует существенному увеличению её дросселирующей (тормозящей) способности, поскольку абсолютная скорость газового потока в зоне H-f всегда направлена против потока и тормозит последний.

2. Увеличение дросселирующей (тормозящей) способности зоны заторможенного потока H-f мгновенно генерирует падение статического давления газового потока в сечении В-В, [5, с. 26, рис. 1б]. Согласно уравнению неразрывности струи двигатель пытается сохранить расход газового потока постоянным для данного режима взлёта.

3. Падение статического давления в сечении В-В мгновенно генерирует увеличение осевой скорости газового потока Ca в сечении В-В выше расчётного значения при одновременном увеличении силы и мощности ударных волн, генерируемых в кинематической зоне жесткого (упругого) удара в этом же сечении, [5, с. 26, рис. 1в, поз. 7].

4. Увеличение Ca выше расчётного значения всегда приводит к развитому срыву потока по корытцам лопаток первого РК КНД, поскольку углы атаки i при этом уменьшаются ниже – (5-7^o), генерируется развитой срыв потока, который приводит к заглоханию двигателей авиалайнера в полёте, к снижению безопасности полётов.

4.1. Увеличение Ca выше расчётного значения одновременно приводит к увеличению силы и мощности ударных волн, генерируемых в кинематической зоне жёсткого (упругого) удара в сечении В-В в колебательном режиме. Эти ударные волны одинаково распространяются по всем направления. Ударные волны, которые направлены против потока, тормозят последний, уменьшая Ca ниже расчётного значения, что изменяет углы атаки i выше 5-7^o, что приводит к генерированию развитого срыва потока по спинкам лопаток первого РК КНД, заглоханию ВРД самолёта в полёте, к снижению безопасности полётов.

Таким образом, единая теория движителей на непрерывных потоках, основанная на кинематическом анализе и фундаментальных формулах тяги, полётного (тягового) КПД, [2, с. 15-20], основанная также на фундаментальной теореме о подъёмной силе продуваемого профиля [3, с. 146-153], позволяет легко и просто разбираться в любых сложнейших физических процессах, имеющих место при работе любых ВРД.

Исходя из вышеизложенного, единая теория движителей на непрерывных потоках разработала не только правильное направление технического прогресса в области авиадвигателестроения, [5, с. 28], связанного с заменой характера движения части газового потока в зоне Н-В с нарастающим ускорением, что имеет место в современных ВРД, на синусоидальный с уменьшающимся ускорением газового потока в сечении В-В, что полностью устраняет кинематическую зону жёсткого (упругого) удара в сечении В-В, существенно снижает децибельную характеристику, позволяет увеличить КПД, Пк*, Рнср* (Рг*), тягу двигателя, высоту полёта, позволяет снизить расход топлива, но и ставит конкретную цель исследовательского характера перед ЗМКБ «Прогресс», ГНЦ ЦИАМ, ЦАГИ, связанную с определением диапазона

устойчивой работы компрессора по (Са+ΔСа) путём дросселирования газового потока не сзади компрессора, как это принято в современной теории ВРД, а дополнительно ещё и спереди компрессора, как это делает зона заторможенного потока Н-f, [5, с. 26, рис. 1б].

Вышеизложенное направление технического прогресса уже внедрено во всех вновь проектируемых двигателях в ЗМКБ «Прогресс», г. Запорожье, например ВРД Д436-ТП, а это означает, что компрессора ВРД с синусоидальным входом газового потока в зоне Н-В, при прочих равных условиях, имеют существенно повышенную газодинамическую устойчивость работы по сравнению с компрессорами с наличием кинематической зоны жёсткого (упругого) удара в сечении В-В.

На основании вышеизложенного, единая теория движителей на непрерывных потоках ставит дополнительную вторичную цель исследовательского характера перед ЦАГИ, г. Москва, связанную с проведением полного комплекса исследований зоны заторможенного потока, генерируемой перед работающим ВРД, в аэродинамической трубе при различных режимах работы ВРД и различных скоростях продуваемого газового потока (при различных Vп).

17. 4. Общие выводы. Перспективы дальнейших разработок

Ошибочный контрольный контур, неправильное понимание и применение уравнения Эйлера привели академика Б. С. Стечкина к ошибочному выводу фундаментальных формул тяги, полётного (тягового) КПД в 1929 г., которые наряду с ошибочной фундаментальной теоремой о подъёмной силе продуваемого профиля, выведенной профессором Н. Е. Жуковским в 1912 г., не только задержали технический прогресс в области авиадвигателестроения более, чем на 80 лет, но и послужили источником тысяч авиационных катастроф по причине заглохания или неустойчивой работы ВРД при взлёте, полёте, посадке.

Этот ошибочный фундаментальный базис послужил основой для ошибочного описания ряда узловых физических явлений.

Например, в авиационных ВУЗах абсолютно ошибочно преподносится студентам такое фундаментальное стратегическое понятие, как термодинамический цикл ТРД в координатах P–U, T–S, абсолютно ошибочно преподносится студентам такое фундаментальное стратегическое понятие, как процесс генерирования тяги ВРД, абсолютно ошибочно преподносится студентам такое фундаментальное стратегическое понятие, как полётный (тяговый) КПД ВРД, абсолютно ошибочно преподносится студентам такое фундаментальное стратегическое понятие, как теорема о подъёмной силе продуваемого профиля, абсолютно ошибочно преподносится студентам такое понятие, как Fн и всё, что связано с ним, абсолютно ошибочно преподносится студентам описание работы ТРД, ТРДД, ТРДФ, абсолютно ошибочно преподносится студентам такое фундаментальное стратегическое понятие, как теоретические и физические основы процесса генерирования отрывных течений и многое другое, а о кинематическом анализе характера изменений статических

давлений газового потока, первичных движущих сил от изменения статических давлений, осевых скоростей, ускорений (вторичных динамических – инерционных сил) ни в теории, ни преподавателям авиационных ВУЗов вообще ничего неизвестно.

Всё это привело к тому, что дипломированные выпускники авиационных ВУЗов, уже как конструктора ВРД, проектируют последние с грубейшими конструктивными ошибками, которые приводят ВРД к заглоханию при взлёте, полёте, посадке, и в результате ни один из авиационных специалистов, преподавателей на данном этапе не может точно назвать причину заглохания ВРД при взлёте, полёте и посадке.

Всё это привело к тому, что современная теория ВРД разделилась на две части: теоретическую и экспериментальную, которые существуют абсолютно автономно, при этом теоретическая часть, которая должна быть основой основ, которая должна всегда идти впереди экспериментальной части, в реалиях представляет собой абсолютно недоработанную, отсталую теорию ВРД.

Экспериментальная часть современной теории ВРД на данном этапе является основой проектирования ВРД, при этом необходимо отметить, что при полном отсутствии правильной теоретической базы, экспериментальной части потребовались десятилетия, чтобы правильно прийти к определённому выводу, или к правильной трактовке того или иного физического явления, имеющего место при работе ВРД. Однако экспериментальная часть, без правильной теории, не может сразу наметить реальные пути технического прогресса в области авиадвигателестроения, она идёт к этому техническому прогрессу наощупь, вслепую, веками. Именно в такое положение академик Б. С. Стечкин и профессор Н. Е. Жуковский поставили современную теорию воздушно-реактивных двигателей, именно такое состояние современной теории ВРД лучшие умы оценивают кризисным, [1, с. 5-7].

Созданная принципиально новая единая теория движителей на непрерывных потоках последовательно, шаг за шагом, раскрыла не только реальный процесс генерирования тяги ВРД, [2, с. 15-20] реальные формулы полётного (тягового) КПД, [2, с. 15-20], реальную теорему о подъёмной силе продуваемого профиля [3. с.146-153], причины заглохания ВРД при взлёте, полёте, посадке, [5, с. 24-28], но и разработала реальные, уже внедрённые в авиадвигателестроение, направления технического прогресса, связанные с повышением газодинамической устойчивости работы ВРД при взлёте, полёте и посадке, [6, с. 124-134].

В современной теории ВРД существует много недостаточно правильно описанных физических явлений, например, зона отрыва потока Н-С-Н от спинки продуваемого профиля, которую единая теория относит к движителям на непрерывных потоках, генерирующих отрицательную тягу, поэтому вывод формулы тяги, полётного (тягового) КПД зоны отрыва продуваемого газового потока Н-С-Н от спинки продуваемого профиля будет рассмотрено в следующей статье.

ЛИТЕРАТУРА К ГЛАВЕ 17

1. Карачевский, Г. Аэродинамика-кризис классической теории [Текст] / Г. Караческий // Техника молодёжи. – 2005. – №10г. – с.5-7.

2. Мамедов, Б. Ш. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Вывод формулы тяги, полётного (тягового) КПД турбореактивных двигателей [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Восточно-Европейский журнал передовых технологий. – 2011. – 4/7(52). – с. 15-20.

3. Мамедов, Б. Ш. Глава 2. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Вывод формулы тяги, полётного (тягового) КПД, теоремы о подъёмной силе продуваемого профиля, как движителя [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Вісник національного технічного університету «ХПІ». – 2011. – №33. – с. 146 – 153.

4. Шляхтенко, С. М. Теория и расчёт воздушно-реактивных двигателей [Текст] / С. М. Шляхтенко. – М.: Машиностроение, 1987. - 568 с.

5. Мамедов, Б. Ш. Глава 3. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Причины заглохания воздушно-реактивных двигателей при взлёте, полёте и посадке [Текст] / Б.Ш. Мамедов // Восточно – Европейский журнал передовых технологий. – 2011. – № 5/7 (53). – с. 24-28.

6. Мамедов, Б. Ш. Глава 4. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Разработка направления технического прогресса в области авиадвигателестроения, связанного с повышением газодинамической устойчивости работы воздушно-реактивных двигателей при взлёте, полёте и посадке. [Текст] / Б.Ш. Мамедов // Вісник національного технічного університету «ХПІ». – 2011. – №34. – с. 124 - 134.

ГЛАВА 18.
ОСНОВЫ ЕДИНОЙ ТЕОРИИ ДВИЖИТЕЛЕЙ НА НЕПРЕРЫВНЫХ ПОТОКАХ. ПРИЧИНЫ ЗАГЛОХАНИЯ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ПРИ ВЗЛЕТЕ, ПОЛЕТЕ И ПОСАДКЕ

18. 1. Введение, постановка проблемы

Современная теория воздушно-реактивных двигателей, ее теоретическая часть, основана на ошибочных формулах тяги, полетного (тягового) КПД, выведенных академиком Б. С. Стечкиным в 1929г., и на такой же ошибочной теореме о подъемной силе продуваемого профиля, выведенной профессором Н. Е. Жуковским в 1912г., поэтому описание многих узловых физических явлений проводится в этой теории или ошибочно, или неточно, и как результат, современная теория воздушно-реактивных двигателей задержала технический прогресс в области авиадвигателестроения более чем на 80 лет, поэтому в настоящее время стоит актуальная проблема создания абсолютно правильной теории воздушно-реактивных двигателей, которая бы точно объясняла любые физические явления, имеющие место в ВРД на любых режимах работы, с целью разработки правильных направлений технического прогресса в области авиадвигателестроения.

18. 2. Критика физических основ процесса заглохания двигателей при взлете, полете, посадке, выдвигаемых современной теорией воздушно-реактивных двигателей. Постановка цели

Физической основой изменения углов атаки i, приводящих к генерированию отрывных течений на лопатках компрессоров согласно описанию современной теории воздушно-реактивных двигателей, является первоначальная потеря газодинамической устойчивости лопаток последних рабочих колес компрессоров, поскольку при увеличении скорости полета растет $т^*_в$– температура газового потока на выходе из воздухозаборника, что приводит к снижению $п^*_к$– степени сжатия компрессоров, росту объемного расхода и осевой скорости газового потока на последних ступенях компрессоров и, как следствие, к увеличению отрицательных углов атаки ниже 5-7°, к развитому срыву потока по корытцам лопаток последних рабочих колес. Последние ступени начинают лимитировать расход воздуха через компрессор, из-за чего осевая скорость C_a на входе в компрессор уменьшается, что приводит к росту углов атаки i на лопатках первых ступеней компрессоров выше 5-7°, развитому срыву потока по спинкам лопаток, к помпажу, [1], с.114.

В современной теории воздушно-реактивных двигателей полностью отсутствует такой мощный научный метод, как кинематический анализ характера изменений осевых скоростей, ускорений (динамических – инерционных сил), первичных движущих сил от изменения статического давления газового потока в пределах контрольного контура Н-$Н_1$, полностью отсутствует такое понятие, как зона заторможенного потока, которая

генерируется перед двигателем при $V_n > 0$, хотя сжатие потока перед воздухозаборником ВРД известно, [1], с.82.

Все это привело к тому, что существующая трактовка генерирования отрывных течений на лопатках компрессоров во-первых, носит фатальный (безысходный) характер, от которого избавиться невозможно, во-вторых, ошибочный характер, поскольку известно, что при любой скорости полета более недогруженными являются первые ступени компрессоров, а более перегруженными являются последние ступени компрессоров, например, при $V_n < C_к$, где $C_к$ – осевая скорость газового потока на выходе из компрессора, при взлете все ступени компрессоров работают в режиме недогруза, особенно первые. Это означает, что приращение осевой скорости выше расчетного значения на первых ступенях компрессоров, особенно в сечении В, существенно превышает приращение осевой скорости газового потока на последних ступенях компрессоров, что, естественно приводит к снижению $П_к^*$, рисунок 1б, [2], с.7.

При $C_a > V_n > C_к$, где C_a – осевая скорость входа газового потока во входные кромки лопаток первого рабочего колеса компрессора, первые ступени компрессоров остаются недогруженными, т.е. приращение осевой скорости выше расчетного значения пока остается, но меньше, чем в предыдущем режиме, а последние ступени компрессоров перегружены, т.е. осевая скорость газового потока на этих ступенях становится ниже расчетного значения, [2], с.8.

При $V_n > C_a$ все ступени компрессоров работают в режиме перегруза, особенно последние, при этом $П_к^*$ с увеличением скорости полета уменьшается, поскольку темпы роста $P_н^*$ существенно превышают темпы роста $P_к^*$, [2], с.9.

Поэтому целью данной статьи является показать и доказать, что источником генерирования развитого срыва потока, приводящего к заглоханию ВРД при взлете, полете, посадке, к снижению безопасности полетов, являются не последние ступени компрессоров, как это принято в современной ошибочной теории ВРД, а входные кромки лопаток первого рабочего колеса компрессора, после которых идет сжатие газового потока, сечение В, рисунок 1.

18. 3. Причины заглохания воздушно-реактивных двигателей при взлете, полете, посадке

18. 3. 1. Изменение кинематики газового потока на входе в воздушно-реактивный двигатель при увеличении скорости полета

Рассмотрим старт и взлет авиалайнера со взлетно-посадочной полосы. На старте все двигатели работают на расчетном взлетном режиме, при этом инжектирование газового потока в двигатель осуществляется со всей поверхности сфероида $F_н$, рис. 18. 1, поз.6, который при этом является зоной невозмущенного потока Н. Согласно содержанию главы 1 для вывода формулы тяги ВРД при $V_n = 0$ весь объем сфероида разбивается на три зоны А, В, С. Зона С генерирует отрицательную тягу, зона В генерирует такую же, но

положительную тягу, т.е. эти две зоны (В, С) взаимно компенсируют друг друга по тяге и, в результате, при расчете силы тяги участвует только зона А:

$$R = P^*_{н_{ср}} F_{н_{ср}} - P_c F_c = P_н F_{вх} - P_c F_c, \text{ при } V_п = 0, \quad (1)$$

где $F_{вх} = F_{н_{пр}}$.

Известно, что в зоне Н-В любого ВРД имеет место наихудшая форма движения частиц газового потока – движение с нарастающим ускорением. При графическом дифференцировании графика изменения осевых скоростей tgα, который показывает изменение ускорения газового потока, в зоне Н-В постоянно растет и носит положительное значение. В сечении В, которое совпадает со входными кромками лопаток первого рабочего колеса (РК) компрессора, tgα мгновенно меняет свое значение на отрицательное, поскольку после сечения В идет процесс сжатия газового потока с одновременным уменьшением осевых скоростей. Мгновенная смена значений tgα в сечении В свидетельствует о том, что это сечение является кинематической зоной жесткого (упругого) удара, которая генерирует мощные ударные волны в колебательном режиме, которые распространяются во все стороны одинаково, рисунок 1в, [2], фиг.1. Осевая скорость входа C_a газового потока в лопатки первого РК имеет расчетное значение при $V_п = 0$.

После растормаживания тормозных колодок колес авиалайнер входит во взлетный режим с нарастающей скоростью полета $V_п$. При этом зоны В, С сфероида исчезают под действием скоростного напора набегающего потока воздуха, остается только зона А, газовый поток в которой начинает сжиматься, поскольку двигатель не успевает пропускать через себя весь набегающий поток воздуха, зона невозмущенного потока Н по оси двигателя начинает приближаться к последнему, характеристика изменений осевых скоростей становится более крутой, рисунок 1б, [2], с.22, фиг.1, C_a при этом увеличивается выше расчетного значения, поскольку при $V_п > 0$ перед двигателем всегда генерируется дроссельная (тормозящая) зона заторможенного потока H-f, рис. 18. 1, б, форма которой – параболоид со статическим давлением $P^*_н$ по его наружной поверхности, которая заканчивается на входном сечении воздухозаборника площадью $F_{вх}$, рис. 18. 1, а, поз.2, тяга двигателя при этом рассчитывается по формуле:

$$R' = P^{*/}_{н_{ср}} F_{н_{ср}} - P'_c F_c = P^*_н F_{вх} - P_c F_c, \text{ при } V_п > 0, \quad (2)$$

где $F_{вх} = F_{н_{пр}}$.

18. 3. 2. Теоретические и физические основы генерирования дроссельной (тормозящей) зоны заторможенного потока H-f на входе в воздушно-реактивный двигатель при $V_п > 0$

Зона заторможенного потока – это физическое явление, которое имеет место перед любым движущимся предметом в любой окружающей среде.

В современной теории ВРД торможение газового потока перед воздухозаборником ТРД известно, [1], с.82, однако развитие этой тематики это

физическое явление не получило, поскольку оно шло вразрез с газодинамическими характеристиками потока на входе в ТРД, предложенными академиком Б. С. Стечкиным в его контрольном контуре при выводе формулы тяги, полетного (тягового) КПД ТРД в 1929г. В этой связи необходимо отметить, что контрольный контур, выбранный академиком Б. С. Стечкиным, [1], с.44, рис.1.22, ошибочен, поскольку он не учел зону заторможенного потока в зоне Н-d, что повлекло за собой ошибочное определение понятия $F_н$, как некоторой площади в плоском сечении Н-Н со статическим давлением $P_н$, расход воздуха через которую равен расходу воздуха, прошедшего через двигатель, [1], с.81. Поэтому вся теоретическая часть современной теории ВРД, опирающаяся на такие ошибочные понятия, как $F_н$, тяга, полетный (тяговый) КПД по формулам академика Б. С. Стечкина, является ошибочной.

Известно, что на любую частицу газового потока в пределах контрольного контура Н-$Н_1$ при $V_n > 0$ действует дополнительная работа – кинетическая энергия от переносной скорости полета. V_n, которая всегда направлена против потока, тормозя последний, и основная работа – кинетическая энергия от абсолютной осевой скорости газового потока C_i, которая всегда направлена за потоком. Общая кинетическая энергия (работа), которая приложена к любой частице газового потока в пределах контрольного контура Н-$Н_1$, описывается уравнением:

$$A = m_г \frac{(C_i - V_n)^2}{2} \tag{3}$$

На рис. 18. 1 показано: *а* – часть контрольного контура Н-К при $V_п \geq 0$; 1 – дроссельная (тормозящая) зона заторможенного потока Н-f со статическим давлением выше $P_н$; 2 – наружная параболоидная поверхность дроссельной (тормозящей) зоны заторможенного потока со статическим давлением $P^*_н$, заканчивается на входе в воздухозаборник ВРД при $V_п > 0$; 3 – условная параболическая поверхность со статическим давлением $P_н$, заканчивается на внутренней поверхности воздухозаборника в сечении В-В при $V_п > 0$; 4 – условная параболическая поверхность со статическим давлением ниже $P_н$ в сечении f-f, заканчивается на внутренней поверхности воздухозаборника в сечении В-В при $V_п > 0$; 5 – зона ускоренного газового потока со статическим давлением ниже $P_н$ при $V_п > 0$; 6 – сфероидная зона невозмущенного потока Н, площадью $F_н$ со статическим давлением $P_н$ на расчетном взлетном режиме при $V_п = 0$; 7 – характер увеличения C_a при вхождении авиалайнера в плотный туман, облачность, инверсионный слой, в реактивную струю от двигателей пролетевшего самолета, при полете в низкотемпературной атмосфере с повышенной влажностью и т.д.

Кинематический анализ, приведенный на рис. 18. 1, показывает, что при $V_п < C_к$ в зоне Н-f генерируется дроссельная (тормозящая) зона заторможенного потока, поскольку $V_п > C_i$. Вся дополнительная кинетическая энергия от переносной скорости полета $V_п$, согласно уравнения Бернулли, идет на

дополнительное сжатие газового потока при одновременном уменьшении его абсолютной осевой скорости c_i . В сечении Н вся дополнительная кинетическая энергия (работа) от переносной скорости полета, $m_г V_п^2/2$, идет на сжатие основного потока, поэтому в сечении Н статическое давление $P_н^*$ существенно превышает $P_н$, рис. 18.1, б.

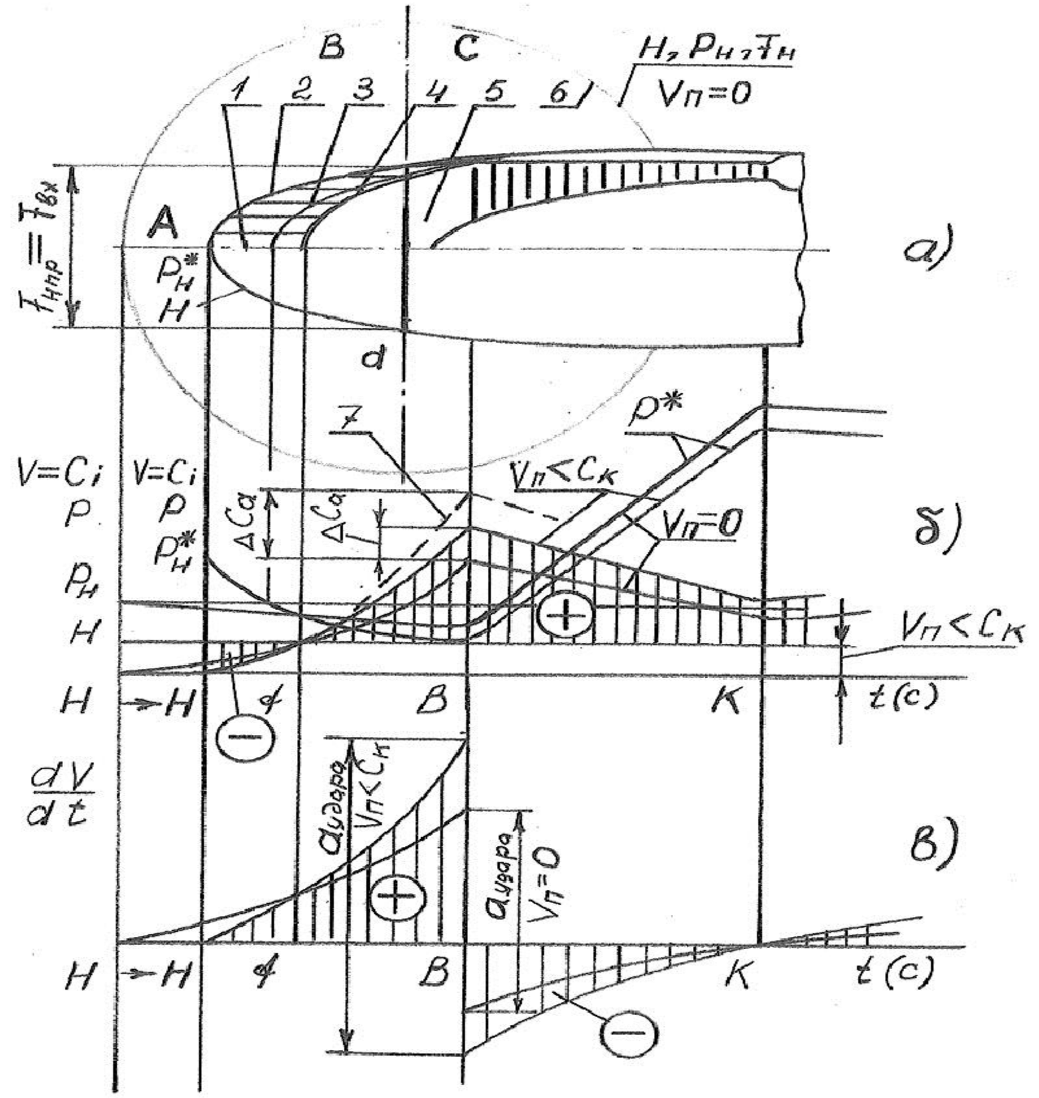


Рис. 18. 1. Динамика процесса заглохания современных воздушно-реактивных двигателей при взлете, полете и посадке в условиях низких температур и повышенной влажности воздуха, при вхождении в плотный туман, облачность, инверсионный слой, в реактивную струю от двигателей пролетевшего самолета и т.д.

Форма дроссельной (тормозящей) зоны заторможенного потока – параболоид, что объясняется неравномерностью осевых скоростей газового потока C_i на входе в воздухозаборник ВРД, [1], с.83, рис.3.3. То есть дроссельная (тормозящая) зона заторможенного потока раньше наступает там, где осевая скорость газового потока C_i имеет меньшее значение – по периферии потока. Градиент статических давлений в зоне H-B, включая дроссельную зону заторможенного потока H-f, всегда направлен за потоком,

газодинамические характеристики газового потока в сечении f (осевая скорость, ускорение, статическое давление) остаются такими, как при $V_n = 0$, общая кинетическая энергия, формула (3), в сечении f равняется нулю, поскольку $V_n = C_i$, [2], с.7.

Зона заторможенного потока H-f, которая движется против потока с переносной скоростью V_n, является динамическим дросселем, который тормозит поток, при этом известно, что расход газового потока через двигатель при увеличении V_n увеличивается, поскольку растет $P_н^*$, [1], с.261, рис.8.48. Поскольку зона заторможенного потока H-f является динамическим дросселем, который тормозит поток, то увеличение расхода газового потока через двигатель на взлетном режиме при окружной скорости первого РК ротора осевого компрессора $U = const$ осуществляется только за счет генерирования зоны ускоренного потока f-B, в которой в сечении B статическое давление становится ниже расчетного значения, что, в свою очередь, генерирует увеличение C_a в сечении B существенно выше расчетного значения. Если отрицательные углы атаки становятся ниже 5-7°, то генерируется развитой срыв потока по корытцам лопаток первого РК ротора осевого компрессора ВРД, что приводит к заглоханию двигателя на первых секундах взлета, снижению безопасности полетов.

Это явление абсолютно неизвестно ни в теории, ни конструкторам, которые проектируют авиадвигатели, поскольку в современной теории ВРД полностью отсутствует кинематический анализ.

Таким образом, зона заторможенного потока H-f – это зона, в которой статическое давление существенно превышает расчетное для взлетного режима при одновременном снижении абсолютных осевых скоростей газового потока C_i, зона ускоренного потока f-B – это зона, в которой статическое давление существенно меньше расчетного значения для взлетного режима при одновременном увеличении абсолютных осевых скоростей газового потока C_i. В контрольном контуре H-H$_1$ переход потенциальной энергии в зонах заторможенного потока к кинетическую энергию в зонах ускоренного потока всегда осуществляется в пределах Закона сохранения энергии.

Кинематический анализ показывает, что при взлете до $V_n = C_к$ на первых секундах взлета все рабочие колеса компрессора работают в режиме недогруза, поскольку статическое давление в зоне B-K ниже расчетного значения для взлетного режима, особенно в сечении B, соответственно осевые скорости газового потока выше расчетного значения, особенно в сечении B. Это очень опасный режим взлета, поскольку, в первую очередь, он ведет к существенному увеличению C_a в сечении B, что может привести к развитому срыву потока по корытцам лопаток первого рабочего колеса ротора осевого компрессора, заглоханию двигателя при взлете, снижению безопасности полетов, во вторую очнредь, он ведет к снижению КПД, $P_{н_{ср}}^* = P_г^*$, тяги двигателя, [1], с.49, рис.1.24.

Таким образом, наиболее опасным режимом взлета является режим до $V_n = (0,2 \div 0,3) Mn$ при высокой плотности газового потока, входящего в

двигатель, при котором одновременно с повышением C_a в сечении В зоны ускоренного потока f-B характеристика изменения осевых скоростей газового потока в зонах Н-В, В-К становится более крутой, положительный и отрицательный tgα в сечении В увеличивается, что приводит к увеличению ускорения удара, рис. 18. 1, в, и мощности ударных волн, генерируемых в сечении В – кинематической зоне жесткого (упругого) удара.

Мощные ударные волны в колебательном режиме, которые генерируются в кинематической зоне жесткого (упругого) удара в сечении В, направленные против потока, тормозят последний, уменьшая C_a, что при постоянной окружной скорости U первого рабочего колеса приводит к увеличению углов атаки. Если положительные углы атаки при этом превышают 5-7°, то генерируется развитой срыв потока по спинкам лопаток первого рабочего колеса, которое сжимает поток, компрессор ВРД входит в режим неустойчивой работы, что при взлете, полете, посадке приводит к заглоханию ВРД, снижению безопасности полетов.

Таким образом, при взлете, особенно на первых секундах, на входных кромках лопаток первого рабочего колеса ротора осевого компрессора имеет место динамическая смена углов атаки в колебательном режиме от отрицательных (генерируемых увеличением C_a) до положительных (генерируемых уменьшением C_a). При определенных условиях, например, завышенной расчетной осевой скорости газового потока C_a (240-250 м/с) на входе в первое рабочее колесо ротора осевого компрессора, высокой плотности входящего потока при пониженных температурах и высокой влажности и др., динамическая смена углов атаки в колебательном режиме от отрицательного до положительного значения приводит к увеличению углов атака выше 5-7°, к развитому срыву потока по корытцам или по спинкам лопаток первого рабочего колеса ротора осевого компрессора, заглоханию двигателя при взлете, полете, посадке, снижению безопасности полетов.

Таким образом, при взлете авиалайнера перед всеми его двигателями генерируется зона Н-f заторможенного потока, [1], с.82, [2], с.22, фиг.1, режим полета при $V_п < C_к$. При этом режиме взлета все рабочие колеса компрессоров работают в режиме недогруза, особенно в сечении В. Это означает, что осевая скорость газового потока во всех рабочих колесах компрессоров увеличивается выше расчетного значения, особенно в сечении В. КПД, $\Pi_к^*$, $P^*_{н_{ср}}\left(P^*_г\right)$, тяга двигателей при этом уменьшаются. Если при этом режиме взлета увеличивается плотность газового потока, входящего в двигатели, например при минусовых температурах и повышенной влажности воздуха, при попадании в плотный туман, густую облачность, в реактивную струю от двигателей пролетевшего самолета, при полете в инверсионном слое и др., то заглохание двигателей авиалайнера всегда идет по следующей схеме:

1. Увеличивается плотность газового потока в зоне Н-f, зоне заторможенного потока, что способствует увеличению статического давления в этой зоне, одновременно увеличивается инерционность зоны заторможенного

потока, существенно увеличивается ее дросселирующая (тормозящая) способность.

2. Увеличение дросселирующей (тормозящей) способности зоны заторможенного потока H-f мгновенно генерирует падение статического давления в сечении B, рис. 18.1, б, [2], с.22, фиг.1.

3. Падение статического давления в сечении B мгновенно генерирует увеличение осевой скорости потока C_a в сечении B выше расчетного значения при одновременном увеличении силы и мощности ударных волн, генерируемых в кинематической зоне жесткого (упругого) удара в этом же сечении, рис.18. 1, б, поз.7.

4. Увеличение C_a выше расчетного значения всегда приводит к развитому срыву потока по корытцам лопаток первого рабочего колеса компрессора, поскольку углы атаки при этом уменьшаются ниже –(5 – 7º), генерируется развитой срыв потока, который приводит к заглоханию двигателей авиалайнера в полете, снижению безопасности полетов.

4.1 Увеличение C_a выше расчетного значения одновременно приводит к увеличению силы и мощности ударных волн, генерируемых в кинематической зоне жесткого (упругого) удара в сечении B в колебательном режиме. Эти ударные волны одинаково распространяются по всем направлениям. Ударные волны, которые направлены против потока, тормозят последний, уменьшая C_a ниже расчетного значения, что изменяет углы атаки выше 5-7º, что приводит к генерированию развитого срыва потока со спинок лопаток первого рабочего колеса компрессора, к заглоханию двигателей авиалайнера в полете, снижению безопасности полетов.

18. 4. Общие выводы, перспективы дальнейших разработок

Таким образом, полное отсутствие в современной теории воздушно-реактивных двигателей правильного вывода формул тяги, полетного (тягового) КПД, теоремы о подъемной силе продуваемого профиля привело к тому, что многие физические явления, которые имеют место при работе ВРД, описаны ошибочно или неточно. Ярчайшим примером является описание процесса заглохания двигателей при взлете, полете, посадке, основанное на необоснованном утверждении о том, что первоначальным источником генерирования отрывных течений, приводящих к развитому срыву потока, являются последние рабочие колеса компрессоров, которые затем лимитируют работу первых рабочих колес, уменьшая C_a, с последующим генерированием развитого срыва потока, что приводит к помпажу, [1], с.114. Такое описание процесса заглохания ВРД основывается на абсолютно необоснованном утверждении о том, что при увеличении скорости полета наибольшее увеличение осевой скорости газового потока, в связи с увеличением расхода, имеет место на последних рабочих колесах компрессоров. Такое необоснованное утверждение основывается на том, что в современной теории ВРД полностью отсутствует кинематический анализ характера изменения осевых скоростей, ускорений, первичных движущих сил от изменения статического давления газового потока в пределах контрольного контура $H\text{-}H_1$.

Современная теория ВРД таким ошибочным описанием дефекта ставит конструкторов в безвыходное положение, поскольку предпринять что-либо в конструкции авиадвигателя, с целью устранения этого серьезного дефекта, ничего невозможно, поскольку согласно описанию – это фатальная безысходность, которая говорит, что авиадвигатели заглохали, заглохают и будут заглохать при взлете, полете, посадке. Из этого ошибочного описания дефекта следует, что современная теория ВРД, основанная на ошибочных формулах тяги, полетного (тягового) КПД, на ошибочной теореме о подъемной силе продуваемого профиля, не только задержала технический прогресс в области авиадвигателестроения более чем на 80 лет, но и абсолютно не видит и не может дать ни сейчас, ни в будущем ни одного правильного направления технического прогресса в этой области.

Введение в теорию ВРД кинематического анализа характера изменения осевых скоростей, ускорений, первичных движущих сил от изменения статического давления газового потока в пределах контрольного контура Н-Н$_1$ позволяет правильно вывести не только формулы тяги, полетного (тягового) КПД, теорему о подъемной силе продуваемого профиля, но и дать точное описание процесса заглохания двигателей при взлете, полете, посадке.

С позиции уже созданной единой теории движителей на непрерывных потоках описание этого дефекта дает абсолютно реальный процесс заглохания двигателей при взлете, полете, посадке, основанный на генерировании перед двигателем при $V_n > 0$ зоны заторможенного потока Н-f, рис. 18. 1, которая дросселирует (тормозит) основной поток, вызывая падение статического давления в сечении В ниже расчетного значения, что при наличии характера движения частиц в зоне Н-В с нарастающим ускорением, приводит к существенному увеличению C_a в сечении В выше расчетного значения, к уменьшению углов атаки ниже 5-7^o, что приводит к развитому срыву потока по корытцам лопаток первого рабочего колеса компрессора, заглоханию двигателя при взлете, полете, посадке. Увеличение C_a в сечении В выше расчетного значения одновременно приводит к увеличению силы и мощности ударных волн, генерируемых в кинематической зоне жесткого (упругого) удара в сечении В. Эти ударные волны, которые движутся против потока, тормозят последний, уменьшают C_a в сечении В, что тоже приводит к увеличению углов атаки выше 5-7^o, к развитому срыву потока по спинкам лопаток первого рабочего колеса компрессора, к заглоханию двигателя.

Таким образом, согласно описанию процесса заглохания двигателей при взлете, полете, посадке с позиции уже созданной единой теории движителей на непрерывных потоках, основным звеном, регламентирующим снижение газодинамической устойчивости работы ВРД, является характер движения частиц газового потока в зоне Н-В с нарастающим ускорением, который генерирует кинематическую зону жесткого (упругого) удара в сечении В, поскольку после этого сечения идет сжатие газового потока с одновременным уменьшением осевых скоростей.

Таким образом, в отличие от существующей теории ВРД, уже разработанная единая теория движителей на непрерывных потоках дает

следующее направление технического прогресса в области авиадвигателестроения:

– для полного устранения процесса заглохания ВРД при взлете, полете, посадке необходимо заменить характер движения частиц газового потока в зоне Н-В с нарастающим ускорением, что имеет место в современных ВРД, на синусоидальный с уменьшающимся ускорением газового потока в сечении В, что полностью устранит кинематическую зону жесткого (упругого) удара в сечении В, существенно снизит децибельную характеристику, позволит увеличить C_a до 260-300 м/с, расход газового потока через двигатель, что позволит увеличить КПД, $п_к^*$, $P_{н_{ср}}^* \left(P_г^*\right)$, тягу двигателя, высоту полета, позволит снизить расход топлива.

Таким образом, проблема повышения газодинамической стойкости работы ВРД напрямую связана с заменой характера движения частиц газового потока в зоне Н-В с нарастающим ускорением, что имеет место в современных ВРД, на синусоидальный с уменьшающимся ускорением газового потока в сечении В, что будет рассмотрено в следующей статье.

ЛИТЕРАТУРА К ГЛАВЕ 18

1. Шляхтенко, С. М. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей / С. М. Шляхтенко, М.: Машиностроение, 1987. – 568с.

2. Патент 46407, Україна, МПК F04D 27/00, F02K 1/00, F02K 3/00, F02C 7/00. Спосіб підвищення газодинамічної стійкості роботи повітря-реактивних двигунів. Б.Ш.Мамедов, – №U200905152, заявл. 25.05.2009; опубл. 25.12.2009, Бюл.№24, –26с.

ГЛАВА 19.
ОСНОВЫ ЕДИНОЙ ТЕОРИИ ДВИЖИТЕЛЕЙ НА НЕПРЕРЫВНЫХ ПОТОКАХ

19. 1. Введение, постановка проблемы

Современная теория воздушно-реактивных двигателей делится на две части: теоретическую и экспериментальную, которые существуют абсолютно автономно. Это объясняется тем, что теоретическая часть современной теории воздушно-реактивных двигателей основывается на ошибочных формулах тяги, полетного (тягового) КПД, выведенных академиком Б. С.Стечкиным в 1929г., и на такой же ошибочной теореме о подъемной силе продуваемого профиля, выведенной профессором Н. Е.Жуковским в 1912г., [1], с.15-20, [2], с.146-153.

Поэтому, любые узловые физические явления, имеющие место при работе ВРД, описываются в современной теории воздушно-реактивных двигателей ошибочно, например, теоретические и физические основы процесса генерирования тяги ВРД, теоретические и физические основы работы ВРД при $V_n \geq 0$, теоретические и физические основы процесса генерирования отрывных течений по корытцам и спинкам лопаток рабочих колес (РК) ВРД и многие другие.

Ошибочность объяснения физических основ генерирования отрывных течений по корытцам и спинкам лопаток РК заключается в том, что современная теория воздушно-реактивных двигателей считает, что первичен срыв потока по корытцам лопаток последних рабочих колес компрессора высокого давления (КВД), поскольку ис увеличением V_n увеличивается $T_в^*$ – температура газового потока на выходе из воздухозаборника, что приводит к увеличению $C_к$ и снижению $П_к^*$ компрессоров, [3], с.114. Такое ошибочное мнение базируется на ошибочной формуле коэффициента сохранения полного давления $\sigma_{вх}$, который гласит, что если потери кинетической энергии газового потока в воздухозаборнике отсутствуют, то $P_в^* = P_н^*$, [3], с.81, где $P_в^*$– давление торможения газового потока на выходе из воздухозаборника в сечении В-В, $P_н^*$– давление торможения в невозмущенном потоке, сечение Н-Н, рис. 19. 1. Равенство $P_в^* = P_н^*$ абсолютно не соответствует реалиям, поскольку такая картина возможна только при условии полного отсутствия расхода газового потока через двигатель.

Анализ показывает, что все авиационные катастрофы по причине генерирования неустойчивой работы или заглохания ВРД при взлете, полете или посадке имеют место при $V_n \leq C_к$, где $C_к$ – осевая скорость сжатого газового потока на выходе из компрессора, равная 100-110 м/с (360- 396 км/час), характерная для взлета и посадки самолета.

Известно, что перед двигателем при $V_n > 0$ генерируется зона заторможенного потока Н-f, рис. 19. 1, статическое давление в ее преобладающей части выше $P_н$, а значит и температура в этой преобладающей

части тоже выше $Т_н$, но за этой зоной следует зона с нарастающим вакуумом, а процесс вакуумирования газового потока всегда сопровождается понижением $T_в^*$, вплоть до отрицательных температур. С увеличением $V_п$ эта отрицательная температура повышается, но существенного влияния на увеличение $С_к$ и уменьшение $П_к^*$ не оказывает.

Говорить о положительной температуре газового потока на выходе из воздухозаборника можно только при $V_п > C_а$, т.е. когда линия 3, рис. 19. 1, а, условно изображающая статическое давление равное $Р_н$, зайдет своей осевой точкой за сечение В-В, однако при таких скоростях полета неустойчивая работа или заглохание двигателей неизвестны. Причины увеличения $C_а$ и $С_к$ и снижения $П_к^*$ необходимо искать только в кинематическом анализе и теории относительности, которые в современной теории воздушно реактивных двигателей полностью отсутствуют.

Поэтому в настоящее время стоит актуальная проблема создания абсолютно правильной теории отрывных течений и теории воздушно-реактивных двигателей, точно объясняющих любые физические явления, имеющие место в ВРД на любых режимах работы, с целью разработки правильных направлений технического прогресса в области авиадвигателестроения, повышающих безопасность полетов.

19. 2. Критика физических основ процесса генерирования неустойчивой работы или заглохания двигателей при взлете, полете, посадке, выдвигаемых современной теорией воздушно-реактивных двигателей. Постановка цели.

Известно, что на последних РК КВД лопаточные профили имеют коэффициент расхода $\bar{C}_а$ в пределах 0,25-0,4, [4], с.40, известно также, что скорость газового ьпотока на выходе из компрессора $С_к$, должна находиться в пределах 100-110 м/с из условия стабильного горения топлива в камере сгорании (КС), любое увеличение $С_к$ выше 110 м/с приводит к срыву пламени в КС, к заглоханию ВРД. Известно также, что критическим углом атаки i, превышение которого приводит к генерированию отрывных течений по стенкам или корытцам лопаток, является угол равный ±(5-7)°. Расчеты показывают, что для угла атаки i=7°, например, осевая скорость газового потока на лопатках последних РК КВД должна составлять 143 м/с, при этом отрывные течения по корытцам лопаток последних РК КВД генерируются при осевой скорости газового потока, превышающей 143 м/с, однако это никогда не произойдет, поскольку РВД заглохнет раньше по причине срыва пламени в КС, поскольку осевая скорость газового потока $С_к$ превысила 110 м/с.

Современная теория воздушно-реактивных двигателей не учитывает также того, что сама камера сгорания является прекрасным тепловым дросселем, не позволяющему газовому потоку ускоряться в КС выше 110 м/с, поскольку процесс горения топлива в КС всегда проходит по почти постоянном

статическом давлении газового потока $P_к^*$, [3], с.16-17, рис.1.1, рис.1.2, рис.1.3, зона К-Г.

С учетом основной критики физических основ генерирования отрывных течений, выдвинутых современной теорией, [5], с.24-25, и дополнительной критики, приведенной в этой статье, единая теория двигателей на непрерывных потоках ставит своей целью показать и доказать, что источником генерирования развитого срыва потока, приводящего к неустойчивой работе или заглоханию ВРД при взлете, полете, посадке, к снижению безопасности полетов, являются не последние ступени компрессоров, как это принято в современной ошибочной теории воздушно-реактивных двигателей, а входные кромки лопаток первого рабочего колеса компрессора, после которых идет сжатие газового потока, сечение В, рис. 19. 1.

На рис. 19. 1 представлен кинематический анализ процесса заглохания или входа в неустойчивый режим работы авиадвигателей под действием дополнительной гравитационной силы, генерируемой при взлете с углом подъема α для тех ВРД, при проектировании которых не были учтены патенты [6], [7], [8], [9], [10],[11] и др.

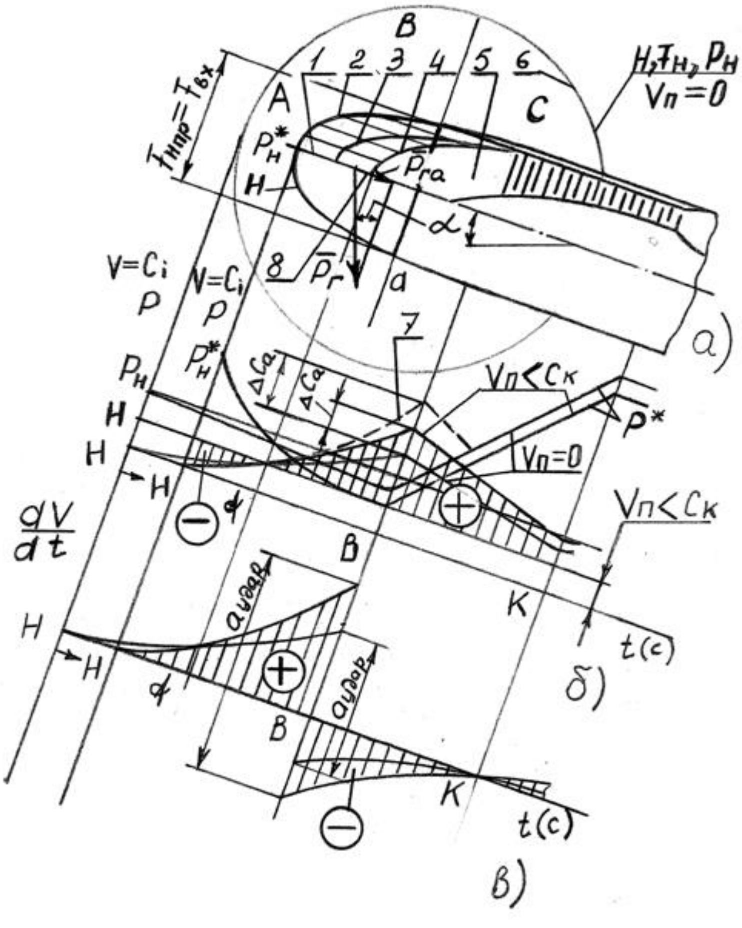


Рис. 19. 1. Кинематический анализ процесса заглохания или входа в неустойчивый режим работы авиадвигателей под действием дополнительной гравитационной силы, генерируемой при взлете с углом подьема а для тех двигателей, при проектировании которых не были учтены патенти [6], [7], [8], [9], [10], [11] и др.

На рис. 19. 1 представлено:

а) – часть контрольного контура Н-К, в котором показано генерирование зоны заторможенного потока Н-f перед двигателем при $V_n > 0$;

б) – кинематический анализ характера изменения осевых скоростей, статических давлений газового потока в зоне Н-К при $V_n = 0$, $V_n > 0$, ($V_n < C_к$);

в) – кинематический анализ характера изменения ускорений газового потока в зоне Н-К при $V_n = 0$, $V_n > 0$, ($V_n < C_к$), четко отражающий процесс генерирования мощных ударных волн жесткого (упругого) удара, сечение В-В.

19. 3 Влияние гравитационных сил газового потока в зоне Н-В на газодинамическую устойчивость работы воздушно-реактивных двигателей при взлете

19. 3.1 Характер изменения статического давления осевой скорости газового потока в сечении В-В при $V_n > 0$

Кинематический анализ показывает, что расчетное статическое давление, расчетная осевая скорость C_a газового потока в сечении В-В, рис. 19. 1, имеют место только при $V_n = 0$. При $V_n > 0$, например, при наиболее опасном режиме взлета при $V_n < C_к$, статическое давление в сечении В-В становится существенно ниже расчетного. Это объясняется тем, что в полете перед двигателем всегда генерируется зона заторможенного потока Н-f, рис. 19. 1, поз.1.

Зона заторможенного потока – это физическое явление, которое имеет место перед любым движущимся предметом в любой окружающей среде. Торможение потока перед двигателем известно, [3], с.82. Поскольку абсолютная осевая скорость газового потока в зоне заторможенного потока Н-f направлена против потока, то эта зона дросселирует (тормозит) основной поток, при этом, из условия непрерывности струи, двигатель охраняет расход только за счет уменьшения статического давления в сечении В-В ниже расчетного значения с одновременным увеличением C_a в сечении В-В выше расчетного значения, что приводит к уменьшению отрицательных углов атаки ниже 5-7^o, к развитому срыву потока по корытцам лопаток первого РК, сжимающего газовый поток.

Таким образом, кинематический анализ показывает, что все воздушно-реактивные двигатели, спроектированные по современной ошибочной теории без учета патентов [6], [7], [8], [9], [10], [11] , несут в себе грубейшую конструктивную ошибку – кинематическую зону жесткого (упругого) удара в сечении В-В, рис. 19. 1, в. Такие двигатели взлетают или с зонами частичного срыва потока по первому рабочему колесу компрессора, [4], с.122, рис.7.17а, или на пределе своей газодинамической устойчивой работы по углам атаки на входных кромках лопаток первого РК компрессора и достаточно любого дополнительного фактора, способствующего дополнительному увеличению C_a в сечении В-В выше расчетного значения, рис. 19. 1, поз.7, как наступает развитой срыв потока по корытцам лопаток первого РК компрессора, что неизбежно приводит к неустойчивому режиму работы или заглоханию

двигателя при взлете, полете и посадке, к снижению безопасности полетов. Таким дополнительным фактором являются гравитационные силы, рис. 19. 1, поз.8.

19. 3. 2 Характеристика внешних сил, способствующих ускорению входящего газового потока в зоне Н-В при $V_n > 0$

Кинематический анализ показывает, что при горизонтальном полете основной внешней силой, способствующей ускорению входящего газового потока в зоне Н-В, является градиент первичных движущих сил от изменения статического давления, направленный за потоком. При наборе высоты, т.е. при полете под углом α к горизонту, рис. 19. 1, а, появляется дополнительная внешняя сила, так называемая осевая гравитационная составляющая, рис. 19. 1, поз.8, равная

$$P_{га} = P_n \cdot \sin\alpha ,$$

где $P_г$ – весовой расход газового потока через двигатель, α – угол подъема при взлете, рис. 19. 1, а.

Таким образом, при наборе высоты основными внешними силами способствующими ускорению газового потока в зоне Н-В, являются:

1. Основная внешняя сила от градиента первичных движущих сил от изменения статического давления, направленная по оси за потоком, [1], с.17.
2. Дополнительная внешняя сила – гравитационная составляющая $P_{га}$, (1), направленная по оси за потоком, рис. 19. 1, поз.8.

При взлете и наборе высоты появление дополнительной внешней силы – дополнительная внешняя сила – гравитационная составляющей $P_{га}$, (1), направленной по оси двигателя за потоком, способствует дополнительному ускорению входящего газового потока в зоне Н-В, дополнительному уменьшению статического давления в сечении В-В, что автоматически генерирует дополнительное увеличение C_a в этом же сечении выше расчетного значения, что неизбежно приводит к генерированию развитого срыва потока по корытцам лопаток первого РК компрессора. Это физическое явление абсолютно неизвестно ни в теории, на конструкторам, проектирующим авиадвигатели, поскольку в современной ошибочной теоретической части полностью отсутствует кинематический анализ и теория относительности.

19. 3. 3 Причины катастрофы авиалайнера Як-42, имевшей место 07 сентября 2011г. в а/п Туношна, г. Ярославль

Авиалайнер Як-42 оснащен тремя ТРДД Д-36 (проектирование ЗМКБ "Прогресс"), имеющими взлетную тягу по 6500 кГ каждый, взлет происходил в 16.05 при температуре +17ºС, и давлении 747 мм ртутного столбика.

ТРДД Д-36 относятся к числу авиадвигателей, спроектированных без учета патентов [6], [7], [8], [9], [10],[11] и несущих в себе грубейшую конструктивную ошибку, связанную с наличием кинематической зоны жесткого (упругого) удара в сечении В-В, рис. 19. 1, в, именно эта зона является причиной низкой газодинамической устойчивости работы, приводящей к неустойчивой работе

или к заглоханию двигателей при взлете, полете, посадке при любых погодных условиях.

На стартовой линии ВПП все двигатели работают на расчетном взлетном режиме, инжектируя газовый поток (воздух) с поверхности сфероида, рис. 19. 1, поз.6, при этом в зонах В, С генерируется равная, но противоположно направленная тяга, которая компенсирует друг друга. Расчет тяги двигателя при $V_n = 0$ осуществляется согласно [1], с.19, формулы (8), (9). Перед первым РК компрессора, сечение В-В, имеет место расчетное статическое давление (ниже $P_н$) и расчетная осевая скорость газового потока C_a.

После растормаживания колес Як-42 начинает перемещаться по ВПП с нарастающей скоростью, зоны В, С удаляются набегающим потоком воздуха, перед двигателем генерируется зона заторможенного потока Н-f, рис. 19. 1, поз.1, абсолютная скорость которого направлена против потока, т.е. зона заторможенного потока Н-f в этом случае играет роль дросселя, который тормозит основной поток, в результате чего статика в сечении В-В, рис. 19. 1, б, уменьшается, а осевая скорость газового потока в этом же сечении увеличивается выше расчетного значения, все рабочие колеса компрессоров при $V_n < C_к$ работают в режиме недогруза (осевая скорость на всех РК выше расчетного значения, особенно на первом РК), $П_к^*$ при этом уменьшается, КПД, $P_{н_{ср}}^*$, тяга двигателя тоже уменьшаются, [3], с.49, рис. 1. 24. Осевая гравитационная составляющая от силы тяжести входящего газового потока при горизонтальном перемещении по ВПП отсутствует. Зона заторможенного потока, которая генерируется перед двигателем, имеет наружную поверхность 2 параболоидной формы со статическим давлением $P_н^*$, заканчивается эта зона на входном сечении d-d воздухозаборника. Зона заторможенного потока имеет условные линии 3 со статическим давление $P_н$, 4 со статическим давлением ниже $P_н$, заканчивающихся на внутренней поверхности воздухозаборника в сечении В-В, зону ускоренного потока 5, рис. 19. 1, а, при этом градиент статических давлений в зоне Н-В всегда направлен по потоку. С увеличением V_n зона зона невозмущенного потока Н постепенно приближается к двигателю, характеристика изменения осевых скоростей становится более крутой, дросселирующая (тормозящая) способность зоны заторможенного потока увеличивается, что вызывает адекватное уменьшение статики в сечении В-В с одновременным приращением ΔC_a, осевая скорость при этом увеличивается выше расчетного значения, на отдельных лопатках первого РК компрессора генерируется частичный срыв потока из-за уменьшения углов атаки ниже 5-7°, [4], с.122, рис.7.17а, на остальных лопатках первого РК компрессора отрицательные углы атаки по корытцам лопаток уменьшаются и достигают почти критического значения 5-7°.

Таким образом, двигатели Як-42, еще не оторвавшегося от ВПП, при наличии частичного срыва потока на отдельных лопатках первого РК компрессора не развивают своей полной тяговой мощности, в результате чего разгон самолета Як-42 происходит вяло, его реальная скорость движения при

прохождении линии "Принятия решения" на ВПП не соответствует расчетной, гораздо ниже, поэтому второй пилот принимает абсолютно правильное решение – прекратить взлет и нажимает на педали тормоза, однако мгновенно получает "Отбой" со стороны первого пилота, командира авиалайнера Як-42. С частично потерянной после торможения кинетической энергией Як-42 продолжает взлет и отрывается от ВПП далеко за расчетной линией. Тяжело взлетев, Як-42 еще не набрал должной высоты, как прямо по полету возникает антенна курсового маяка, естественной реакцией пилотов было потянуть штурвал на себя, Як-42 задрал нос, но высоты не набрал, поскольку скорость полета была мала. Як-42 задевает антенну курсового маяка, при дальнейшем раздается хлопок, который был слышен на земле, [12], с.04, самолет заваливается на крыло, разрушается в воздухе и фрагментами падает на землю.

19. 3. 4. Физические основы генерирования хлопка и разрушения авиалайнера Як-42 в полете

Хлопок является внешним признаком неустойчивой работы компрессора ВРД, связан с уменьшением расхода воздуха, проходящего через двигатель, сопровождается интенсивными пульсациями параметров потока (давления, скорости, температуры) в проточной части двигателя, [4], с.117, с.125, рис.г.22. Пульсации параметров газового потока в двигателе генерируют вибрации самых различных характеристик, которые, передаваясь конструкции самолета, мгновенно приводят к флаттеру, самолет разрушается на фрагменты в воздухе…

Таким образом, вялый разбег Як-42 по ВПП, продленный взлет, свидетельствовали о наличии частичного срыва газового потока в ВРД, приведшего к уменьшению тяговой мощности двигателя. В полете увеличение угла подъема α, рис. 19. 1, а, привело к появлению дополнительной гравитационной силы $P_{га}$ (1) в зоне Н-В, рис. 19. 1, поз.8, способствующей дополнительному ускорению входящего газового потока в зоне Н-В, дополнительному снижению статики в сечении В-В и. как следствие, привело к дополнительному увеличению C_a выше расчетного значения, рис. 19. 1, поз.8, что мгновенно генерировало развитый срыв потока по корытцам лопаток первого РК компрессора с последующим переходом в неустойчивый режим с хлопком и пульсациями газового потока, приведшие к появлению вибраций самых различных характеристик, которые мгновенно привели к флаттеру Як-42.

19. 4. Общие выводы

1. Виновником катастрофы Як-42 от 07.09.2011г. в а/п Туношна, г. Ярославль является экипаж, который при прохождении полосы "Принятия решения" при наличии вялого разбега самолета не пришел к общему решению о необходимости прекращения взлета путем торможения Як-42 всеми имеющимися средствами.

2. Однако ни в коем случае нельзя сбрасывать со счетов того, что первопричиной вялого разбега, продленного взлета, хлопка, вибраций с

мгновенным флаттером Як-42 в полете явился вначале частичный, а потом, с увеличением угла α, рис. 1, а, переросший в развитой срыв потока по корытцам первого рабочего колеса компрессора, приведший к неустойчивой работе двигателей, к появлению хлопка, вибраций и мгновенного флаттера Як-42.

Таким образом, вторым, более важным виновником катастрофы Як-42 от 07.09.2011г. в а/п Туношна, г. Ярославль является глубоко ошибочная теоретическая часть современной теории воздушно-реактивных двигателей, основанная на ошибочных фундаментальных формулах тяги, полетного (тягового) КПД, выведенных академиком Б. С. Стечкиным в 1929г., и на такой же ошибочной фундаментальной теореме о подъемной силе продуваемого профиля, выведенной профессором Н. Е. Жуковским в 1912г., [1], с.15-20, [2], с.146-153, благодаря которой выпускники авиационных ВУЗов, будущие конструктора воздушно-реактивных двигателей не имеют ни малейшего понятия о правильном процессе генерирования тяги в авиадвигателях, ни о правильном процессе работы ВРД при $V_n \geq 0$, ни о правильном хотя бы физическом представлении процесса генерирования отрывных течений по корытцам и спинкам лопаток компрессоров и т.д.

3. Для предотвращения подобных катастроф и разработки правильных направлений технического прогресса в области авиадвигателестроения необходимо во всех авиационных ВУЗах полностью доработать преподаваемую глубоко ошибочную теоретическую часть современной теории воздушно-реактивных двигателей согласно уже разработанной единой теории движителей на непрерывных потоках, [1], [2], [5] и др. Если этого не будет сделано, то вся ответственность (юридическая, материальная) от последствий таких катастроф ляжет на высшие авиационные учебные заведения.

4. Все ВРД, которые хранятся на складах авиационных технических баз, при проектировании которых не были учтены патенты [6], [7], [8], [9], [10], [11] и др., должны быть доработаны на заводе-изготовителе согласно вышеуказанным патентам и только после этого могут быть поставлены на крыло.

5. На панель управления в кабине экипажа ввести приборы, фиксирующие тягу двигателя на любом режиме работы, поскольку приборы, показывающие обороты двигателя, не фиксируют начальную стадию развитого срыва потока – частичный срыв газового потока по корытцам отдельных лопаток первого рабочего колеса компрессора.

6. Любая зарубежная организация или фирма, не учитывающая при проектировании ВРД патенты [6], [7], [8], [9], [10], [11] и др., обречена на производство авиадвигателей с грубейшими конструктивными ошибками, существенно снижающими их газодинамическую устойчивость работы, что неизбежно приведет к снижению безопасности полетов.

7. В настоящее время ЗМКБ "Прогресс", с целью повышения газодинамической устойчивости работы воздушно-реактивных двигателей путем полного устранения кинематической зоны жёсткого (упругого) удара в сечении В-В и перехода на синусоидальную характеристику изменения осевых скоростей газового потока в зоне Н-В, дающую нулевое ускорение газового

потока в сечении В-В, [6], с.1-26, применяет патенты [6], [7], [8], [9], [10], [11] и др. во всех вновь проектируемых ВРД, например, в ТРДД Д436-ТП. В двигателе Д436-ТП ЗМКБ "Прогресс" применило не только вышеуказанные патенты, существенно снизив при этом децибельную характеристику на входе в двигатель, но и фундаментальные формулы тяги, полетного (тягового) КПД, являющиеся основой единой теории движителей на непрерывных потоках, [1], с.18-19, формулы (6), (7), (8), (9), (10), (11).

Согласно этим формулам, ЗМКБ "Прогресс" переместило выходное сечение реактивного сопла первого контура из зоны с нормально расширенным газовым потоком со статическим давлением $P_н$, в зону перерасширенного газового потока со статическим давлением ниже $P_н$, удлинив выходное сопло, уменьшив при этом и P_c, и F_c и получив дополнительное приращение тяги по первому контуру в размере 2082 кГ.

Тем самым, ЗМКБ "Прогресс" подтвердило не только правильность разработанных патентов [6], [7], [8], [9], [10], [11] и др., но и абсолютную правильность и жизнеспособность разработанной единой теории движителей на непрерывных потоках. В настоящее время двигатели Д436-ТП и др. прошли стендовые и полетные испытания, запущены в серию.

ЛИТЕРАТУРА К ГЛАВЕ 19

1. Мамедов, Б. Ш. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Вывод формулы тяги, полетного (тягового) КПД турбореактивных двигателей [Текст] / Б.Ш.Мамедов // Восточно-Европейский журнал передовых технологий. – 2011. – № 4/7 (52). – с.15-20, изд. ВАК.

2. Мамедов, Б. Ш. Глава 2. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Вывод формулы тяги, полетного (тягового) КПД, теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, как движителя [Текст] / Б.Ш.Мамедов // Вісник національного технічного університету "ХПІ". –2011. – №33. – с.146-153.

3. Шляхтянко, С. М. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей [Текст] / С. М. Шляхтянко. – М.: Машиностроение, 1987. – 568с.

4. Казанджан, П. К. Теория авиационных двигателей [Текст] / П. К. Казанджан, Н. Д. Тихонов, А. К. Янко. – М.: Машиностроение, 1983. – 223с.

5. Мамедов, Б. Ш. Глава 3. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Причины заглохания воздушно-реактивных двигателей при взлете, полете и посадке [Текст] / Б. Ш.Мамедов // Восточно-Европейский журнал передовых технологий. – 2011. – № 5/7 (53). – с.24-28.

6. Патент 46407, Україна, МПК F04D 27/02, F02K 1/00, F02K 3/00, F02C 7/00. Спосіб підвищення газодинамічної стійкості роботи повітря-реактивних двигунів [Текст] / Б. Ш. Мамедов, –№U200905152, заявл. 25.05.2009, опубл. 25.12.2009, Бюл.№24, –26с.

7. Патент 2027902, Российская Федерация, МПК$_7$ F03H 5/00, F04D 19/00. Способ создания тяги [Текст] / Б. Ш. Мамедов (Украина), №4652005/23, заявл. 24.12.1988, опубл. 27.01.95, Бюл.№3, –4с.

8. Патент 66619, Україна, МПК F02C 7/04, F04D 27/02, F02K 1/00, F02K 3/00. Турбореактивний двоконтурний двигун [Текст] / Б. Ш. Мамедов, –№U201107779, заявл. 20.06.2011, опубл. 10.01.2012, Бюл.№1, –10с.

9. Патент 66620, Україна, МПК F02C 7/04, F04D 27/02, F02K 1/00, F02K 3/00. Турбореактивний двоконтурний двигун [Текст] / Б. Ш. Мамедов, –№ U201107780, заявл. 20.06.2011, опубл. 10.01.2012, Бюл.№1, –12с.

10.Патент 66621, Україна, МПК F02C 7/04, F04D 27/02, F02K 1/00, F02K 3/00. Турбореактивний двоконтурний двигун [Текст] / Б. Ш. Мамедов, –№201107781, заявл. 20.06.2011, опубл. 10.01.2012, Бюл.№1, –10с.

11. Патент 66622, Україна, МПК F02C 7/04, F04D 27/02, F02K 1/00, F02K 3/00. Турбореактивний двоконтурний двигун [Текст] / Б. Ш. Мамедов, –№201107782, заявл. 20.06.2011, опубл. 10.01.2012, Бюл.№1, –10с.

12. Газета "Известия", 09.09.2011, с.4.

ГЛАВА 20.
ОСНОВЫ ЕДИНОЙ ТЕОРИИ ДВИЖИТЕЛЕЙ НА НЕПРЕРЫВНЫХ ПОТОКАХ.
РАЗРАБОТКА НОВОГО НАПРАВЛЕНИЯ ТЕХНИЧЕСКОГО ПРОГРЕССА В ОБЛАСТИ ТЕОРИИ И ПРОЕКТИРОВАНИЯ ВОЗДУШНЫХ ВИНТОВ, СВЯЗАННОЕ С ВНЕДРЕНИЕМ В ЗОНЕ Н-$В_2$ СИНУСОИДАЛЬНОГО ХАРАКТЕРА ИЗМЕНЕНИЯ ОСЕВЫХ СКОРОСТЕЙ И УСКОРЕНИЙ ГАЗОВОГО ПОТОКА

20. 1. Введение, постановка проблемы

Известно, что на больших скоростях полета КПД воздушного винта уменьшается в связи с появлением волнового сопротивления на концах лопастей при обтекании их околозвуковым потоком, [1], с.7, 351, поэтому на современном уровне развития теории и технологии изготовления двигательно-движительных комплексов (мотор-винт) невозможно с помощью однорядного воздушного винта достичь скорости полета, превышающей 763 км/час (Dornier Do 335 Ф-1 с тянущим и толкающим винтами, с двигателями ДВ-603-Е-1, Германия, 1943 г.), а с помощью двухрядных воздушных винтов противоположного вращения невозможно достичь скорости полета, превышающей 894 км/час (ТУ-114 с турбовентиляторными двигателями НК-12 МВ, СССР, 1958 г.).

Такое увеличение скорости полета (763→894) км/час стало возможным благодаря тому, что тяга двухрядных воздушных винтов противоположного вращения на 5-8% превышает аналогичную однорядных воздушных винтов.

Современная теория воздушно-реактивных двигателей считает, что при больших скоростях полета $V_п$=850-950 км/час однорядные воздушные винты и двухрядные воздушные винты противоположного вращения неприемлемы, поскольку они уже исчерпали себя и предпочтение для таких скоростей полета необходимо отдавать турбореактивным двухконтурным двигателям (ТРДД), [1], с.351.

С позиции уже созданной единой теории движителей на непрерывных потоках такое мнение считается ошибочным, поскольку в основу современной таории ВРД заложены ошибочные формулы тяги, полетного (тягового) КПД и такая же ошибочная теорема о подъемной силе продуваемого профиля, что не дает возможности специалистам правильно оценить скрытые потенциальные возможности увеличения тяги двухрядными воздушными винтами.

Поэтому созданная единая теория движителей на непрерывных потоках ставит проблему: уже разработанными принципиально новыми двухрядными воздушными винтами спутного вращения, тяга которых, при одинаковом диаметре воздушных винтов, на 80% превышает тягу винтовентилятора двигателей НК-12МВ, или Д-27, полностью заменить ТРДД на больших скоростях полета, $V_п$=850-1100 км/час, [2].

20. 2. Критика однорядных воздушных винтов

Из теории воздушно-реактивных двигателей известно, что тяга воздушных винтов рассчитывается по формуле, [1], с.355:

$$R = P_в = N_в \cdot \tau, \tag{1}$$

где $R = P_в$,– тяга винта, $N_в$ – винтовая мощность, τ – эмпирический параметр, а полетная (тяговая) мощность рассчитывается по формуле (11.3), [1], с.355:

$$N_п = R \cdot V_п = N_в \cdot \tau \cdot V_п, \tag{2}$$

где $V_п$ – скорость полета (переносная скорость).

Основным недостатком формулы (1) и др. формул для расчета тяги является неточное отражение процесса генерирования тяги на лопастях воздушных винтов.

Основным недостатком формулы (2) является то, что умножение на $V_п$ дает очень завышенную полетную (тяговую) мощность, что приводит к завышенным значениям КПД.

Вторым недостатком формулы (2) является то, что эта формула не отражает тяговую мощность воздушного винта при $V_п = 0$, поэтому формулы (1), (2) являются неточными, поскольку известно, что первичным является изменение движущих сил от изменения статического давления газового потока, вторичным является изменение скорости газового потока, которая генерирует динамические (инерционные) силы, поэтому формулу тяги воздушных винтов необходимо выводить только из первичного явления – изменения движущих сил от изменения статического давления газового потока:

$$R = \left(P^*_{н_{ср}} F_{н_{ср}} - P_c F_c\right) \cdot n, \text{ при } V_п = 0, \tag{3}$$

$$R' = \left(P^{*/}_{н_{ср}} F'_{н_{ср}} - P'_c F'_c\right) \cdot n, \text{ при } V_п > 0, \text{ [2], с.7.} \tag{4}$$

Анализ формул тяги (3), (4) показывает, что основным направлением увеличения тяги лопастей однорядного воздушного винта является увеличение $P^*_{н_{ср}}$ – статического давления в среднем сечении газодинамического тракта зоны К-С, приведенное к зоне невозмущенного потока Н, при этом величина этого давления напрямую зависит от степени сжатия $П^*_к$ газового потока в зоне В-К, [2], с.19, фиг.1а, а степень сжатия $П^*_к$, в свою очередь, напрямую зависит от оборотов лопастей однорядного воздушного винта. Однако нужно согласиться с современной теорией воздушно-реактивных двигателей, что однорядные воздушные винты на сегодняшний день полностью исчерпали себя, поскольку они доведены и по профилю и по оборотам, малейшее изменение которых в сторону увеличения мгновенно приводит к потере КПД винта за счет появления отрывных течений по стенкам лопастей однорядных воздушных винтов, поскольку входная кромка лопастей, сечение В, является кинематической зоной жесткого (упругого) удара, генерирующей мощные ударные волны в колебательном режиме, регламентирующие высокую децибельную характеристику и максимальные обороты однорядного воздушного винта. Для исследования газодинамических характеристик воздушных винтов единая

теория движителей на непрерывных потоках применяет неизвестный в современной теории воздушно-реактивных двигателей метод кинематического анализа характера изменения осевых скоростей, статического давления, ускорений (динамических – инерционных сил), первичных движущих сил от изменения статического давления газового потока в пределах контрольного контура Н-H_1. Кинематический анализ выявляет основные конструктивные недостатки однорядных воздушных винтов, к которым относятся:

1. Наличие крутой характеристики изменения осевых скоростей газового потока в зоне Н-В, [2], с.19, фиг.1а, генерирующей наихудший характер движения частиц газового потока – движение с нарастающим ускорением.

2. Наличие на входной кромке лопастей, сечение В, кинематической зоны жесткого (упругого) удара, генерирующей мощные ударные волны в колебательном режиме, распространяющиеся одинаково во всех направлениях, [2], с.19, фиг.1б. Эта кинематическая зона жесткого (упругого) удара лимитирует аэродинамическую нагруженность на лопатки воздушного винта, максимальные обороты (максимальную окружную скорость U), максимальную осевую скорость входа газового потока C_a, максимальное $\Pi_к^*$ газового потока в зоне В-К.

3. Высокая децибельная характеристика, источником которой является кинематическая зона жесткого (упругого) удара в сечении В.

4. Закрутка газового потока на выходе из лопастей однорядного воздушного винта.

5. Работа лопастей однорядного воздушного винта на дозвуковых скоростях по U.

6. Несовпадение вектора тяги, генерируемого лопастью однорядного воздушного винта, с его осью, рис. 20. 1, что существенно снижает КПД однорядного воздушного винта.

Последний недостаток, связанный с несовпадением вектора тяги, генерируемой лопастью однорядного воздушного винта, с его осью, открывает скрытую потенциальную возможность увеличения тяги воздушных винтов на 5-19% при условии совпадения вектора тяги с осью винта, что стало очевидным в результате правильного вывода теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, как движителя.

20. 3. Критика контрвращающихся воздушных винтов двигателей НК-12МВ (ТУ-114), Д-27 (АН-70)

Эти двигатели имеют два воздушных винта, гидравлические углы β_1 которых расположены в противоположных направлениях, а сами воздушные винты жестко связаны с первым и вторым ротором биротативной турбины противоположного направления вращения со снижением оборотов воздушных винтов по ходу потока (НК-12МВ). Контрвращающиеся воздушные винты двигателя Д-27 имеют привод от турбины через редуктор.

Главным конструктивным недостатком существующих контрвращающихся винтов является наличие на входной кромке лопастей первого воздушного винта кинематической зоны жесткого (упругого) удара,

наличие двух крутых колен изменения осевой скорости газового потока (закрутка потока после первого воздушного винта и раскрутка потока на втором контрвращающемся воздушном винте), очень сложный нетехнологический привод воздушных винтов через две биротативные турбины газодинамической связи, что не позволяет получить расчетные обороты воздушных винтов на переходных режимах работы (НК-12МВ), снижение оборотов контрвращающихся воздушных винтов по ходу потока, дозвуковой режим работы воздушных винтов по окружной скорости U, повышенная децибельная характеристика, низкие технико-экономичесие показатели (удельная тяга, удельная масса, удельный расход топлива). Все отрицательные последствия от действия мощных ударных волн в колебательном режиме, которые генерируются в кинематической зоне жесткого (упругого) удара на входной кромке лопастей первого воздушного винта, сечение В, такие же самые, как и для одинарных воздушных винтов.

Необходимо отметить, что оба воздушных винта являются тянущими, т.е. создающими тягу, однако вектор тяги ни на первом, ни на втором контрвращающемся винте никогда не совпадает с осью винтов, а существующее мнение, что раскрутка газового потока до осевого направления после второго контрвращающегося винта даетмаксимальный КПД винта, является ошибочным, поскольку в современной теории воздушно-реактивных двигателей полностью отсутствует правильный вывод теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, как движителя.

На лопастях первого воздушного винта двигателей НК-12МВ, Д-27 получить совпадение вектора тяги с осью винта невозможно, на лопастях второго воздушного винта этих двигателей получить совпадение вектора тяги с осью винта возможно, если докрутить газовый поток в сторону вращения так, чтобы средний вектор осевой скорости потока C_m совпадал бы с осью винта.

Анализ конструктивных ошибок однорядных и контрвращающихся воздушных винтов показывает, что центральным звеном, регламентирующим все недостатки этих винтов, является наличие в зоне Н-В наихудшего характера движения частиц газового потока – движение с нарастающим ускорением, генерирующим кинематическую зону жесткого (упругого) удара в сечении В, которая, в свою очередь, генерирует мощные ударные волны в колебательном режиме и вносит жесткие ограничения по $C_м$, U воздушных винтов.

Поэтому единая теория движителей на непрерывных потоках ставит своей целью разработать новое направление технического прогресса в области теории и практики воздушных винтов, связанное с внедрением в зоне Н-$В_2$ синусоидального характера изменения осевых скоростей и ускорений газового потока, что обеспечит безударный вход газового потока во входные кромки лопастей второго спутновращающегося воздушного винта, что, в свою очередь, позволит увеличить $C_м$, U, КПД, $П_к^*$ в зоне $В_2$-К, $P_{н_{ср}}^*$ в зоне К-С, тягу воздушного винта при существенном снижении децибельной характеристики и расхода топлива.

20. 4. Повышение экологических и технико-экономических показателей вмнтовентиляторных двигателей с двумя воздушными винтами спутного вращения по патенту Украины №26883, "Турбогвинтовентиляторний двигун", [2]

20. 4. 1. Принцип работы воздушных винтов спутного вращения, основанный на внедрении в зоне Н-B_2 синусоидального характера изменения осевых скоростей и ускорений газового потока, что полностью устраняет кинематическую зону жесткого (упругого) удара в сечении B_2

Патент Украины №26883, "Турбогвинтовентиляторний двигун", [2], разработан на основе патента Российской Федерации №2027902, "Способ создания тяги", [3], и патенте Украины №46407, "Спосіб підвищення газодинамічної стійкості роботі повітря-реактивних двигунів", [4].

Кинематическая схема винто-вентиляторного двигателя со спутно вращающимися воздушными винтами приведена в [2], с.20, фиг.2.

Рассмотрим динамику спутновращающихся воздушных винтов при $V_п = 0$, [2], фиг.4. Воздушные винты 1, 2 приводятся во вращение от ротора турбины через редуктор, передаточные отношения зубчатых колес которого обеспечивают увеличение оборотов воздушных винтов 1, 2 по ходу потока, при этом производительность второго воздушного винта больше производительности первого воздушного винта, что обеспечивает инжектирование газового потока через первый воздушный винт, увеличивая при этом относительную скорость газового потока =на входе и выходе в лопастях первого воздушного винта W_1 и W_2. Увеличение W1 при постоянно окружной скорости U_1 ведет к закрутке газового потока в зоне Н-B_1 перед первым воздушным винтом против спутного вращения воздушных винтов 1, 2, рис. 20. 1.

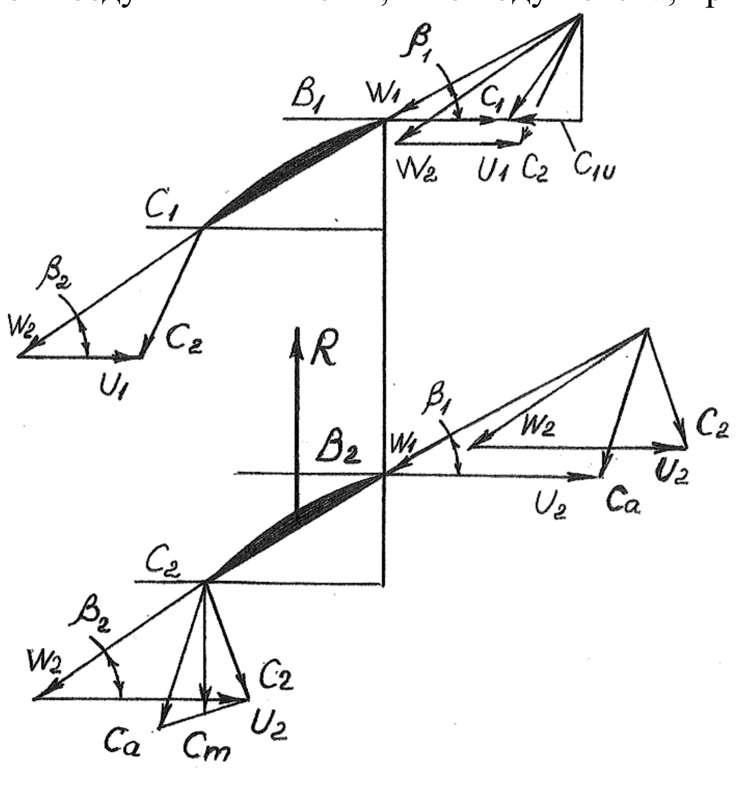


Рис. 20.1. План скоростей газового потока на лопастях первого и второго спутновращающихся воздушных винтов

На рис. 20. 1 изображен план скоростей газового потока на лопастях первого и второго воздушных винтов, где C_{1U} – максимальная закрутка газового потока в сечении B_1 первого воздушного винта.

Таким образом, первый воздушный винт не сжимает газовый поток, а служит только вращающимся направляющим аппаратом с заданным законом вращения, что приводит к плавной нарастающей закрутке газового потока в зоне Н-$В_1$ и существенно отличает спутновращающиеся винты от всех существующих, у которых в зоне Н-В, [2], с.19, фиг.1, имеет место осевой поток. При этом зона Н-$В_2$ существенно удлиняется по сравнению с зоной Н-В существующих винтов, что приводит к более плавному нарастанию осевых скоростей и ускорений газового потока. От зоны Н газовый поток постепенно закручивается и достигает максимальной закрутки в сечении $В_1$ перед первым воздушным винтом, рис. 20. 1. Под действием центробежных сил, которые максимальны в сечении $В_1$, генерируется градиент статических давлений, $grad\ P_{V\max} = \Delta P_{V\max}$, рис. 20. 2, направленный к центру сечения $В_1$. Этот градиент статических давлений стягивает газовый поток в жгут до и после сечения $В_1$.

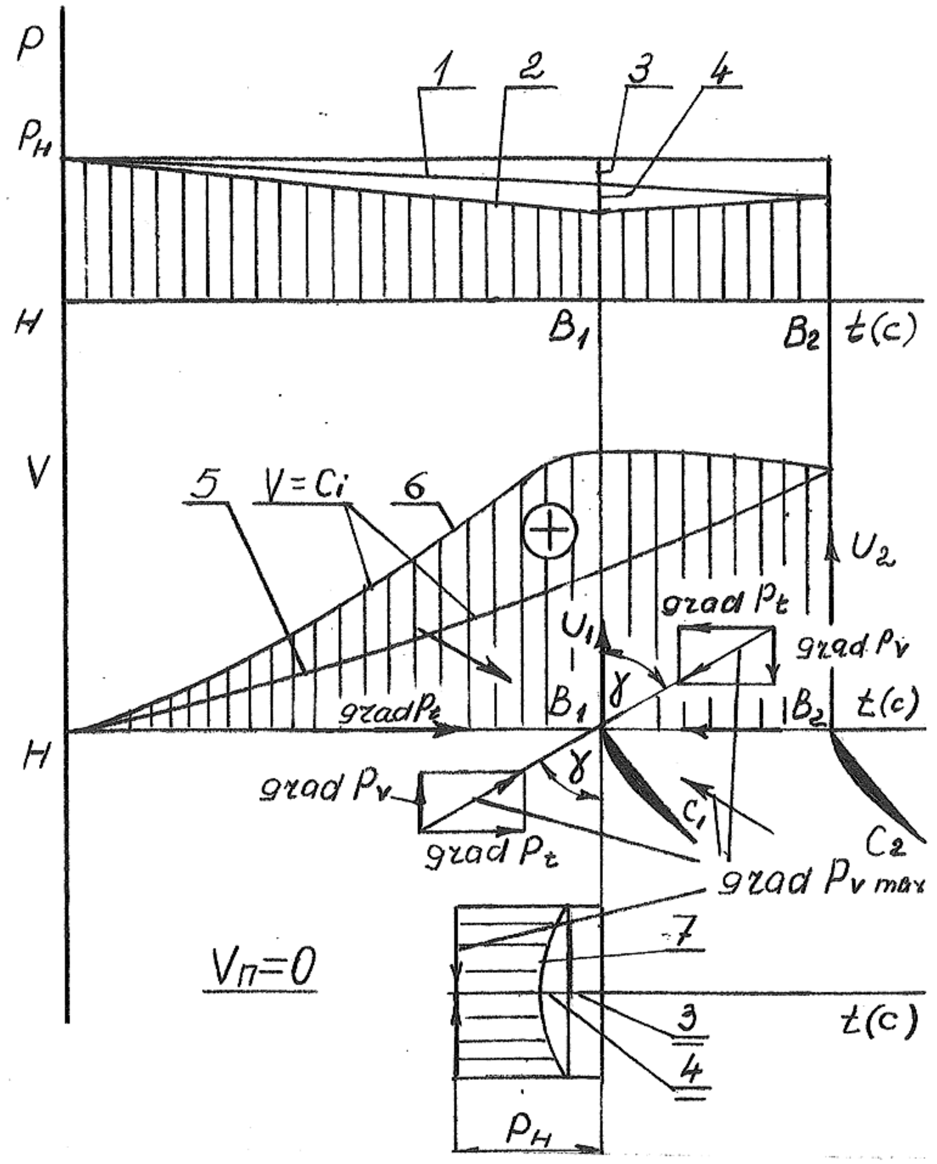


Рис. 20. 2. Динамика процесса генерирования синусоидального характера изменения осывых скоростей газового потока в зоне Н-$В_2$ спутновращающихся воздушных винтов по патенту Украины №26883, [2]

На рис. 20. 2 показана динамика процесса генерирования синусоидального характера изменения осевых скоростей газового потока в зоне Н-$В_2$, обеспечивающий безударный вход газового потока во входные кромки лопастей второго воздушного винта, который сжимает поток и создает тягу, где: 1 – характер изменения основного градиента статических давлений газового потока в зоне Н-$В_2$ при условии отсутствия закрутки потока; 2 – характер изменения дополнительного градиента статических давлений в зоне Н-$В_2$ при наличии закрутки газового потока в зоне $В_1$-$С_2$; 3 – основной градиент статических давлений газового потока в сечении $В_1$; 4 – дополнительный градиент статических давлений от максимальной закрутки газового потока в сечении $В_1$; 5 – характер изменения осевых скоростей газового потока при условии закрутки потока; 6 –характер изменения осевых скоростей газового потока при наличии закрутки потока в зоне Н-$В_1$ и его раскрутки в зоне $В_1$-$С_2$; 7 – характер распределения и генерирования дополнительного градиента статических давлений ($grad\ P_{V\max} = \Delta P_{V\max}$ по оси ординат) от максимальной закрутки газового потока в сечении $В_1$.

Таким образом, постепенное нарастание закрутки газового потока в зоне Н-$В_1$ способствует дополнительному ускорению газового потока в этой зоне, осевая скорость газового потока плавно достигает в сечении $В_1$ существенно большего значения, рис. 20. 2, поз.6, по сравнению с аналогичной при условии отсутствия закрутки потока, рис. 20. 2 2, поз.5. После сечения $В_1$ дополнительный градиент статических давлений по оси ординат, $grad\ P_{V\max} = \Delta P_{V\max}$, отклоняясь на угол γ от плоскости сечения $В_1$, раскладывается на две составляющие: $grad\ P_t$ – по оси абсцисс, $grad\ P_V$ – по оси ординат.

$Grad\ P_t$ в зоне Н-$В_1$ способствует дополнительному ускорению газового потока, рисунок 2, кривые поз.5, поз.6, а в зоне $В_1С_2$ способствует торможению того же самого потока. Характер распределения статических давлений в сечении $В_1$ показывает, рис. 20. 2, поз.7, что максимальная скорость газового потока имеет место по оси винта и эта осевая скорость газового потока уменьшается по мере приближения к периферии газового потока. При этом, тормозящая поток сила в зоне $В_1С_2$ от $grad\ P_t$ тоже увеличивается от периферии к центру воздушного винта, поэтому в зоне $В_1$-$В_2$ имеет место принудительная стабилизация осевых скоростей газового потока и газовый поток достигает входных кромок лопастей второго воздушного винта, от комля к периферии, со 100 % стабилизацией осевых скоростей газового потока, выполняя при этом основную функцию современных воздухозаборников, что очень выгодно отличает спутновращающиеся воздушные винты по патенту Украины №26883, "Турбогвинтовентиляторний двигун", [2], от всех современных одинарных и контрвращающихся воздушных винтов.

$Grad\ P_t$ в зоне $В_1$-$В_2$ тормозит газовый поток с одновременным увеличением статического давления (но меньше $Р_н$) и уменьшением осевых скоростей газового потока, обеспечивая при этом синусоидальный характер

изменения осевых скоростей и безударный вход газового потока во входные кромки лопастей второго воздушного винта, который сжимает газовый поток и генерирует тягу при полном устранении зонный жесткого (упругого) удара в сечении В существующих воздушных винтов любой модификации.

$Grad\ P_V$ стягивает поток в жгут до и после сечения B_1, дополнительно способствуя плавному обтеканию газовым потоком лопастей спутновращающихся воздушных винтов.

Раскрутка газового потока начинается уже на лопастях первого воздушного винта – вращающегося направляющего аппарата и заканчивается на лопастях второго воздушного винта, на выходе из которого поток имеет уже закрутку в направлении вращения, при этом для обеспечения максимального КПД необходимо, чтобы средний вектор абсолютной скорости газового потока C_m совпадал с осью спутновращающихся воздушных винтов, рис. 20. 1.

Необходимо отметить, что количество лопастей на первом и втором спутновращающемся винте должно быть максимальное из условия соседства, регламентируемого узлом флюгирования, необходимо отметить также, что потребляемая винтовая мощность на первом воздушном винте существенно меньше аналогичной на втором спутновращающемся воздушном винте, необходимо отметить также, что сверхзвуковая скорость по W_1 и W_2 на лопастях первого воздушного винта – вращающегося направляющего аппарата не лимитирована, поскольку в зоне B_1-B_2 имеет место повышение статического давления газового потока.

20. 4. 2. Пути повышения экологических и технико-экономических показателей воздушных винтов спутного вращения по патенту Украины №26883, [2]

Полное устранение кинематической зоны жесткого (упругого) удара в сечении B_2 спутновращающихся винтов по патенту Украины №26883, [2], позволяет повысить безопасность полетов, увеличить C_a(U) до 260 м/с, вместо 130-140 м/с для существующих воздушных винтов, перевести второй спутновращающийся воздушный винт в сверхзвуковой режим работы, поскольку известно, что винт, который преодолел звуковой барьер, способен на 300-400 % увеличить тягу, [5], с.18-21, позволяет увеличить расход газового потока через спутновращающиеся воздушные винты, КНД, $\Pi_к^*$ в зоне В-К, $P_{н_{ср}}^*$ в зоне К-С, тягу второго воздушного винта на 80% по сравнению с контрвращающимися винтами, высоту полета до 30-40 км, снизить существенно децибельную характеристику и расход топлива, позволяет увеличить крейсерскую скорость полета до 950-1100 км/час и полностью заменить ТРДД, поскольку последние обладают существенно низкими экологическими и технико-экономическими показателями.

20. 5. Общие выводы, перспективы дальнейших разработок

Таким образом, применение неизвестного в теории воздушно-реактивных двигателей и теории воздушных винтов метода кинематического анализа

характера изменения осевых скоростей, статического давления, ускорений потока, первичных движущих сил от изменения статического давления газового потока позволяет не только правильно вывести формулы тяги, полетного (тягового) КПД воздушных винтов, что существенно улучшает наше представление о процессе генерирования тяги, но и выявить все недостатки современных одинарных и контрвращающихся воздушных винтов при $V_п \geq 0$, связанных с наличием кинематической зоны жесткого (упругого) удара на входных кромках лопастей воздушных винтов, показывает, что устранить этот очень опасный недостаток можно только заменив характер движения частиц газового потока с нарастающим ускорением, что имеет место в современных одинарных и контрвращающихся воздушных винтах в зоне Н-В, на характер движения частиц газового потока в зоне Н-$В_2$ с уменьшающимся ускорением газового потока в спутновращающихся винтов по патенту Украины №26883, [2], что дает возможность полностью устранить кинематическую зону жесткого (упругого_ удара и на этой основе повысить безопасность полетов, обороты второго воздушного винта до сверхзвукового режима работы, повысить C_a(U), расход газового потока, КПД, $П_к^*$, $P_{н_{ср}}^* = P_г^*$, тягу, высоту полета, снизить децибельную характеристику и расход топлива, повысить крейсерскую скорость полета до 950-1100 км/час, что позволяет спутновращающимся винтам по патенту Украины №26883, [2], полностью заменить любые ТРДД и наметить широкую перспективу дальнейших разработок, связанную, например, с выводом формулы тяги, полетного (тягового) КПД, подъемной силы продуваемого профиля крыла самолета, планера, как движителей.

ЛИТЕРАТУРА К ГЛАВЕ 20

1. Шляхтенко, С. М. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей / С. М. Шляхтенко. – М.: Машиностроение, 1987. – 568с.

2. Патент 26883, Україна, МПК$_6$ B64C 11/00, B64C 27/00, B64D 35/00, F04K 3/00. Турбогвинтовентиляторний двигун / Б. Ш. Мамедов, – №U200705886, заявл. 29.05.2007, опубл. 10.10.2007, Бюл.№16, –22с.

3. Патент 2027902, Российская Федерация, МПК$_7$ F03H 5/00, F04D 19/00. Способ создания тяги Б.Ш.Мамедов (Украина), №4652005/23, заявл. 24.12.1988, опубл. 27.01.95, Бюл.№3, –4с.

4. Патент 46407, Україна, МПК F04D 27/00, F02K 1/00, F02K 3/00, F02C 7/00. Спосіб підвищення газодинамічної стійкості роботи повітря-реактивних двигунів. Б. Ш. Мамедов, – №U200905152, заявл. 25.05.2009; опубл. 25.12.2009, Бюл.№24, –26с.

5. Привалов, Л. Винт преодолел звуковой бартер // Техника молодежи. – М.: 2005. – №2. – С.18-21.

ГЛАВА 21.
ОСНОВЫ ЕДИНОЙ ТЕОРИИ ДВИЖИТЕЛЕЙ НА НЕПРЕРЫВНЫХ ПОТОКАХ.
РАЗРАБОТКА НАПРАВЛЕНИЯ ТЕХНИЧЕСКОГО ПРОГРЕССА В ОБЛАСТИ АВИАДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ, СВЯЗАННОГО С ПОВЫШЕНИЕМ ГАЗОДИНАМИЧЕСКОЙ УСТОЙЧИВОСТИ РАБОТЫ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ПРИ ВЗЛЕТЕ, ПОЛЕТЕ И ПОСАДКЕ

21. 1. Введение. Критика основного направления технического прогресса в области авиадвигателестроения, выдвиганмого современной теорией воздушно-реактивных двигателей. Постановка проблемы

Любое направление технического прогресса в области авиадвигателестроения, связанное, например, с применением новых прогрессивных материалов, с повышением температуры газов перед турбиной, с регулировкой степени повышения давления, с применением новых эффективных схем двигателей, [1], с.10, всегда направлены на увеличение тяговой мощности двигателя путем увеличения $\Pi_к^*$ компрессоров за счет повышения C_a(U), где C_a – осевая скорость газового потока на входе в лопатки первого рабочего колеса компрессора, сечение B, U – окружная скорость первого рабочего колеса компрессора. Это связано с тем, что осевая скорость газового потока на выходе из компрессора, $C_к$, не может превышать 100-110 м/с из условия обеспечения процесса горения топлива в камере сгорания. Поэтому, чем больше разность между C_a и $C_к$, тем больше $\Pi_к^*$, [2], с.11.

В настоящее время известны ВРД, при проектировании которых конструктора пошли по пути увеличения C_a(U) до 240-250 м/с, что на 20-30 м/с превышает общепринятую 180-220 м/с.

Увеличение C_a(U) является абсолютно правильным направлением технической мысли конструкторов, которые проектируют авиадвигатели, но на современном этапе развития теории ВРД, в которой полностью отсутствует кинематический анализ, конструктора находятся в полном непонимании того, что в сечении B, [2], с.22, фиг.1в, имеет место кинематическая зона жесткого (упругого) удара, которая генерирует во всех направлениях мощные ударные волны в колебательном режиме, что перепрыгнуть через эту зону, увеличив C_a(U) до 240-250 м/с невозможно. Неизвестным также для авиаспециалистов является последовательность процесса заглохания авиадвигателей на первых секундах взлета.

Таким образом, любое увеличение C_a выше 220 м/с, при наличии кинематической зоны жесткого (упругого) удара в сечении B, мгновенно приводит к увеличению силы и мощности ударных волн, генерируемых в сечении B, что при наличии дроссельной (тормозящей) зоны заторможенного потока H-f и следующей за ней зоны ускоренного потока f-B, глава 3, рисунок 1б, [2], с.22, фиг.1, с одновременным увеличением C_a выше расчетного значения при взлете, приводит к резкому ухудшению газодинамической

устойчивости работы ВРД в полете за счет увеличения углов атаки выше 5-7°, что приводит к генерированию развитого срыва потока на лопатках первого рабочего колеса компрессора, к заглоханию двигателя, к снижению безопасности полетов. Поэтому вначале необходимо в теорию ВРД ввести кинематический анализ, зафиксировать кинематическую зону жесткого (упругого) удара в сечении В, конструктивно устранить эту зону удара, и только потом увеличивать C_a.

Поэтому увеличение C_a до 240-250 м/с в известных двигателях, без устранения кинематической зоны жесткого (упругого) удара в сечении В, является необоснованным. Все авиационные катастрофы с такими двигателями потенциально заложены в увеличенной C_a, [2], с.12.

Поэтому основное направление технического прогресса в области авиадвигателестроения, выдвигаемое современной теорией воздушно-реактивных двигателей, связанное с увеличением C_a(U), $П_к^*$ без путей устранения кинематической зоны жесткого (упругого) удара в сечении В, тоже является необоснованным.

Кинематический анализ показывает, что в современных ВРД из всех форм движения частиц газового потока в зоне Н-В присутствует наихудшая – движение частиц газового потока с нарастающим ускорением, которое генерирует кинематическую зону жесткого (упругого) удара в сечении В, поскольку tgα в этом сечении мгновенно меняет свое значение. Наличие кинематической зоны жесткого (упругого) удара в сечении В существенно снижает газодинамическую устойчивость современного ВРД на любых режимах работы. Поэтому перед всеми авиаспециалистами в настоящее время стоит проблема повышения газодинамической устойчивости работы воздушно-реактивных двигателей при взлете, полете, посадке при одновременном повышении безопасности полетов.

21. 2. Анализ конструктивных ошибок современных воздушно-реактивных двигателей, приводящих к заглоханию при взлете, полете, посадке. Постановка цели

Развитие экономических отношений между государствами предъявляет на современном этапе очень жесткие требования к авиационным двигателям, прежде всего, повышения безопасности полетов, экологического характера – снижение децибельной характеристики и расхода топлива, технического характера – повышение КПД, $П_к^*$, $P_{н_{ср}}^* = P_г^*$, тяги двигателя, высоты полета, снижение расхода топлива.

Современная теория воздушно-реактивных двигателей, ее теоретическая часть, основанная на ошибочных формулах тяги, полетного (тягового) КПД, теореме о подъемной силе продуваемого профиля, разработала методику проектировании авиадвигателей для C_a 180-220 м/с, что регламентирует максимальное $P_к^*$ ВРД не более 22-28 кГ/см^2 (трехвальная схема ВРД), при этом любые попытки увеличения C_a до 240-250 м/с приводили к созданию авиадвигателей с очень низкой газодинамической устойчивостью работы при

взлете, полете, посадке, особенно в условиях низких температур и повышенной влажности газового потока, входящего в двигатель. Полное отсутствие кинематического анализа в современной теории ВРД не позволило авиаспециалистам понять процесс генерирования зоны заторможенного потока перед двигателем, дросселирующей основной поток, не позволило понять причины заглохания ВРД при взлете, особенно на первых секундах, полете и посадке. Созданная современной теорией воздушно-реактивных двигателей методика проектирования ВРД в обязательном порядке регламентирует в зоне Н-В наличие наихудшей формы движения частиц газового потока – движение с нарастающим ускорением газового потока, что, в свою очередь, генерирует кинематическую зону жесткого (упругого) удара в сечении В, генерирующей мощные ударные волны в колебательном режиме, распространяющиеся одинаково по всем направлениям. Наличие ударной зоны в сечении В регламентируется, таким образом, соответствующей кинематикой потока в зоне Н-В, т.е. движением частиц газового потока с нарастающим ускорением, что является грубейшей конструктивной ошибкой всех, без исключения, современных ВРД.

Эта конструктивная ошибка обеспечивается:

1. Наличием первого рабочего колеса по ходу потока, которое сжимает газовый поток (воздух).

2. Наличием характеристики изменения осевых скоростей газового потока в зоне Н-В, которая генерирует наихудшую форму движения частиц газового потока – движение с нарастающим ускорением.

3. Наличие короткой зоны Н-В, которая регламентирует крутизну характеристики изменения осевых скоростей газового потока в этой зоне, особенно при минусовых температурах и высокой плотности газового потока, входящего в двигатель, что генерирует при $V_n > 0$ дроссельную зону заторможенного потока Н-f и зону ускоренного потока f-В, в которой в сечении В имеет место существенное увеличение C_a выше расчетного значения при одновременном увеличении положительного и отрицательного tgα – ускорения удара, силы и мощности ударных волн, особенно на первых секундах взлета.

4. Наличие кинематической зоны жесткого (упругого) удара в сечении В, в которой величина ускорения удара регламентируется не только наклоном характеристики изменения осевых скоростей газового потока в зоне Н-В, но и наклоном характеристики изменения осевых скоростей газового потока в зоне В-К, [2], с.22, фиг.1, глава 3, рис. 21.1, б, в.

Созданная единая теория движителей на непрерывных потоках ставит своей целью разработать основное направление технического прогресса в области авиадвигателестроения, связанное с увеличением C_a(U), $\Pi_к^*$ при полном устранении кинематической зоны жесткого (упругого) удара в сечении В путем замены характера движения частиц газового потока в зоне Н-В с нарастающим ускорением, что имеет место в современных ВРД, на синусоидальный характер движения частиц газового потока в зоне Н-В, что позволит увеличить газодинамическую устойчивость работы ВРД на любых режимах, включая

взлет, полет, посадку, безопасность полетов, увеличить C_a до 260-300 м/с, существенно снизить децибельную характеристику двигателя, увеличить расход газового потока через двигатель, КПД, $\pi_к^*$, $P_{н_{ср}}^* = P_г^*$, тягу двигателя, высоту полета, снизить расход топлива.

21. 3. Способ повышения газодинамической устойчивости работы воздушно-реактивных двигателей при $V_п \geq 0$

Физической основой разработанного способа повышения газодинамической устойчивости работы воздушно-реактивных двигателей является получение в зоне Н-B_2, рис. 21. 1, б, рис. 21. 3, синусоидальной характеристики движения частиц газового потока, обеспечивающей полное устранение кинематической зоны жесткого (упругого) удара в сечении B_2.

Данный способ по патенту Украины №46407, "Спосіб підвищення газодинамічної стійкості роботи повітря-реактивних двигунів", [2], основывается на патенте Российской Федерации за №2027902, "Способ создания тяги" [3], в котором три рабочих колеса вращаются в одном направлении с нарастанием оборотов каждого рабочего колеса по ходу газового потока, при этом производительность каждого последующего рабочего колеса выше производительности предыдущего рабочего колеса, что обеспечивает инжектирование газового потока через каждое предыдущее рабочее колесо, закрутку газового потока в зоне Н-B_1 с одновременным увеличением осевой скорости газового потока до максимального значения в сечении B_1, после которого создается зона заторможенного потока B_1-B_3, в которой осевая скорость газового потока плавно уменьшается при одновременном повышении статического давления в зоне B_1-B_3, но меньше $P_н$, что обеспечивает плавное (безударное) вхождение газового потока во входные кромки лопаток третьего рабочего колеса, входные которое сжимает поток выше $P_н$ и создает тягу.

Основным недостатком патента №2027902, "Способ создания тяги", является отсутствие в описании процесса генерирования в зоне Н-B_3 синусоидальной характеристики движения частиц газового потока, обеспечивающей полное устранение кинематической зоны жесткого (упругого) удара в сечении B_3.

Известно, что все современные ВРД при $V_п > 0$ формируют зону Н-В, [2], с.22, фиг.1, глава 3, рис. 21. 1,б, с характером движения частиц газового потока с нарастающим ускорением под действием основного градиента движущих сил от изменения статического давления, направленного за потоком, формируют кинематическую зону жесткого (упругого) удара в сечении В, которая генерирует мощные ударные волны в колебательном режиме с высокой децибельной характеристикой, формируют дроссельную зону заторможенного потока Н-f, статической давление в которой превышает расчетное значение для взлетного режима, зону ускоренного потока f-В, статическое давление в которой существенно ниже расчетного для взлетного режима, особенно в сечении В, что генерирует увеличение абсолютной осевой скорости газового потока C_a в сечении В выше расчетного значения для взлетного режима, что

изменяет углы атаки ниже 5-7° и генерирует развитой срыв по корытцам лопаток первого рабочего колеса ротора осевого компрессора низкого давления, что приводит к заглоханию двигателя при взлете, полете, посадке, к снижению безопасности полетов.

Разработанный способ повышения газодинамической устойчивости работы ВРД по патенту Украины №46407, [2], отличается от существующего тем, что после зоны ускоренного газового потока Н-В$_1$ дополнительно генерируют зону заторможенного потока В$_1$-В$_2$, рис. 21. 1, рис. 21. 3, статическое давление в которой повышается (но меньше Р$_н$) по ходу газового потока.

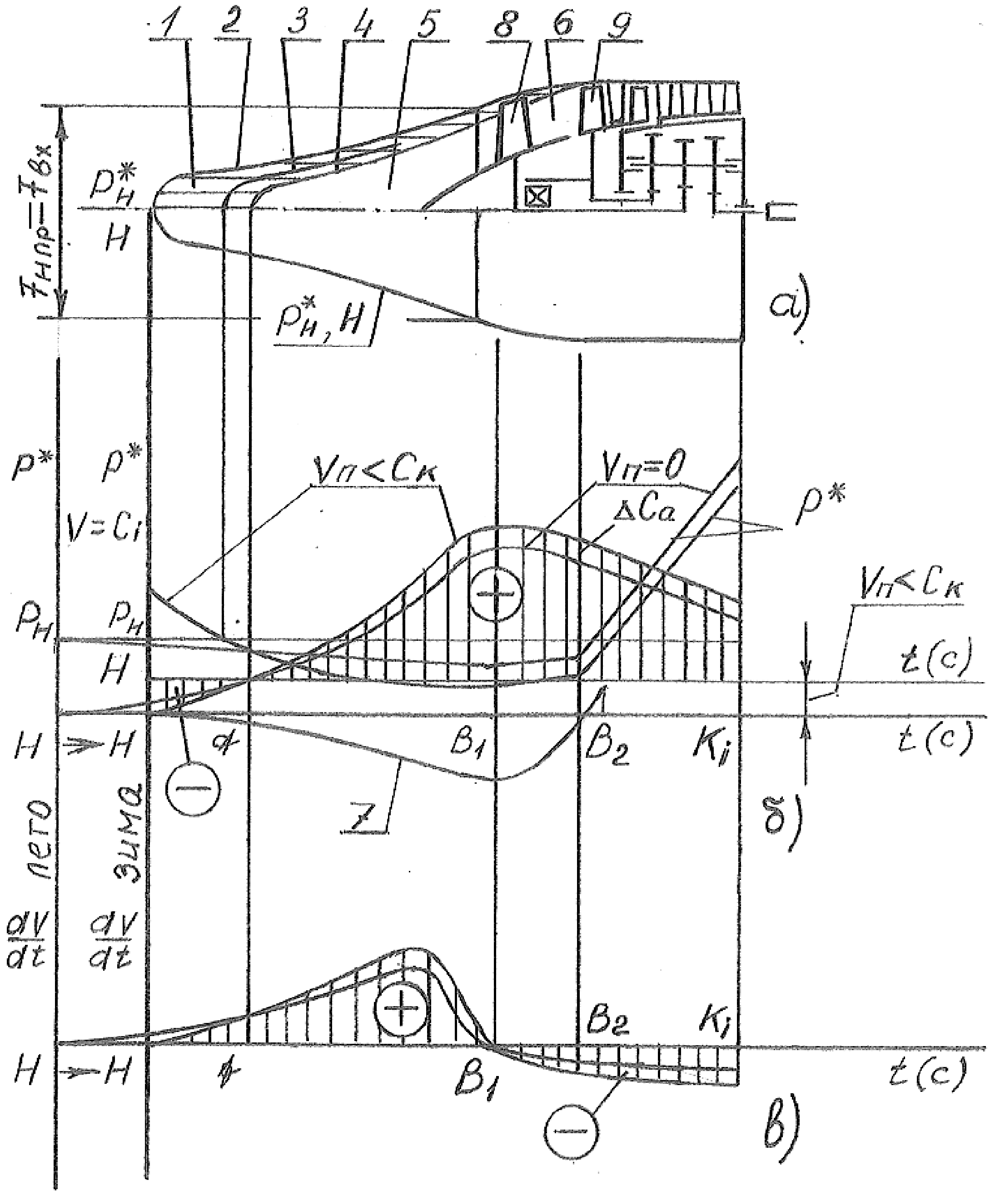


Рис. 21. 1. Кинематическая схема входного устройства для реализации способа повышения газодинамической устойчивости работы воздушно-реактивных двигателей при взлёте, полёте, посадке согласно патентов №46407, [2], №2027902, [3]

На рис. 21. 1 показано: а – часть контрольного контура Н-$К_i$, где: 1 – зона заторможенного газового потока; 2 – наружная поверхность зоны заторможенного потока со статическим давлением $P^*_н$, заканчивается на входном диаметре воздухозаборника; 3 – условная поверхность со статическим давлением $P_н$, заканчивается на внутренней поверхности воздухозаборника в сечении $В_2$; 4 – условная поверхность со статическим давлением ниже $P_н$, совпадает с сечением f, заканчивается на внутренней поверхности воздухозаборника в сечении $В_2$; 5 – зона ускоренного потока f-$В_1$; 6 – зона заторможенного потока $В_1$-$В_2$; 7 – характер изменения закрутки газового потока в зоне Н-$В_2$; 8 – первое рабочее колесо – вращающийся направляющий аппарат; 9 – второе по ходу потока рабочее колесо ротора осевого компрессора низкого давления; б – характер изменения осевых скоростей, статических давлений, закрутки газового потока в пределах контрольного контура Н-$К_i$ при $V_п \geq 0$; в – характер изменения осевых ускорений (динамических – инерционных сил) в пределах контрольного контура Н-$К_i$ при $V_п \geq 0$.

Дополнительную зону заторможенного потока $В_1$-$В_2$ генерируют благодаря тому, что в воздухозаборнике перед ротором осевого компрессора низкого давления 9 располагают первое рабочее колесо 8 по ходу потока, рис. 21. 1, поз.8, которое не сжимает газовый поток, а служит только вращающимся направляющим аппаратом с заданным законом вращения, а газовый поток инжектируют через него благодаря тому, что второе по ходу потока рабочее колесо 9 ротора осевого компрессора низкого давления имеет большую производительность и обороты при одновременном увеличении на вращающемся направляющем аппарате относительной скорости газового потока на выходе W_2 и на входе W_1, рис. 21. 2, что при постоянной окружной скорости U вращающегося направляющего аппарата ведет до постепенного нарастающего закручивания газового потока в зоне Н-$В_1$, рис. 21. 1, б, поз.7, ускоренного потока против согласованного вращения вращающегося направляющего аппарата 8 и рабочего колеса 9 ротора осевого компрессора низкого давления, генерируя при этом центробежные силы, которые максимальны в сечении $В_1$, и дополнительный градиент статических давлений в зоне Н-$В_2$, направленный к центру сечения $В_1$, который стягивает газовый поток в жгут до и после этого сечения, одновременно тормозя газовый поток с повышением его статического давления, но меньше $P_н$, в зоне $В_1$-$В_2$ заторможенного потока, в которой постепенно раскручивают газовый поток до осевого направления, изменяя при этом характер движения частиц газового потока с нарастающим ускорением, что имеет место в современных ВРД, на характер движения частиц газового потока в зоне Н-$В_2$, рис. 21. 1, в, с уменьшающимся ускорением, обеспечивая безударное вхождение газового потока в зону сжатия после сечения $В_2$.

На рис. 21. 2 приводится план скоростей на лопатках первого рабочего колеса 8 – вращающегося направляющего аппарата и второго рабочего колеса 9

ротора осевого компрессора низкого давления, C_{1U} – максимальная закрутка газового потока в сечении B_1.

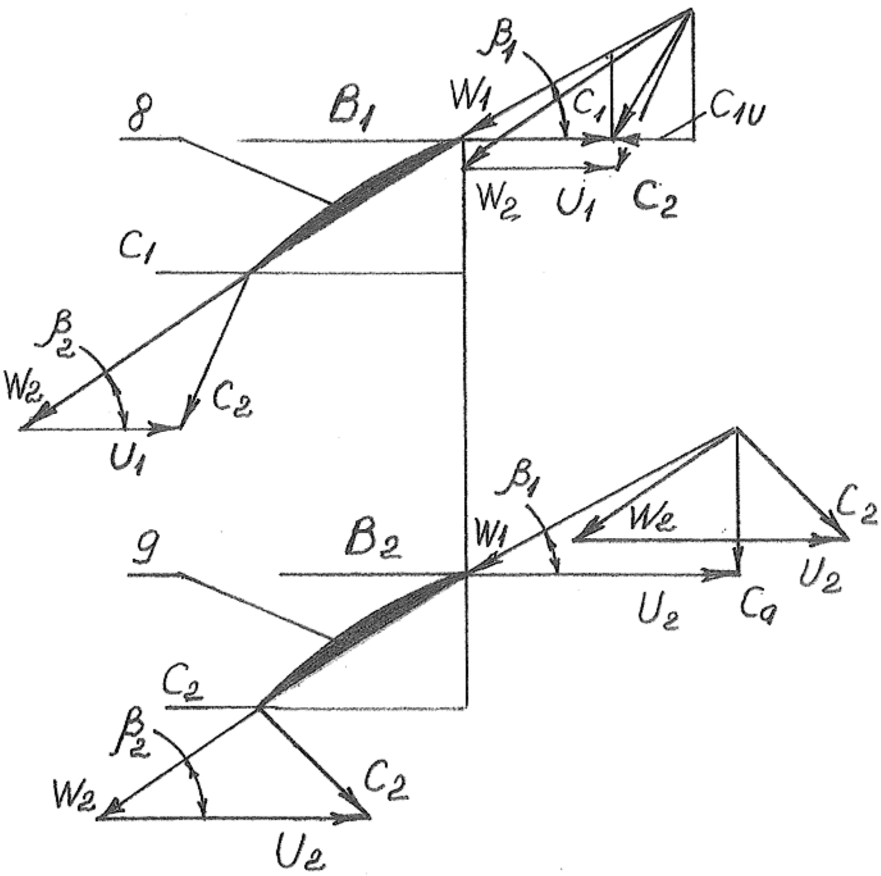


Рис. 21. 2. План скоростей по периферии лопаток первого рабочего колеса – вращающегося направляющего аппарата и второго рабочего колеса ротора осевого компрессора низкого давления для реализации способа повышения газодинамической устойчивости работы воздушно-реактивных двигателей при взлёте, полёте, посадке согласно патентов №46407, [2], №2027902, [3]

Закрутка потока в зоне Н-B_2 способствует увеличению длины этой зоны по сравнению с зоной Н-В современных воздушно-реактивных двигателей, характеристика изменений осевых скоростей потока становится более плавной, что генерирует существенно меньшие ускорения частиц газового потока, поэтому уменьшение зоны Н-B_2 зимой, рис. 21, 1, б, в, абсолютно не влияет на газодинамическую устойчивость работы осевого компрессора низкого давления при $V_п \geq 0$.

Таким образом, за счет постепенно нарастающей закрутки газового потока в зоне Н-B_1, рис. 21. 1, б, поз.7, в сечении B_1 с максимальной закруткой потока C_{1U}, рис. 21. 2, генерируются максимальные центробежные силы, которые, в свою очередь, генерируют максимальный градиент статических давлений $\Delta P_{V_{max}}$, который стягивает поток к центру сечения B_1, рис. 21. 3.

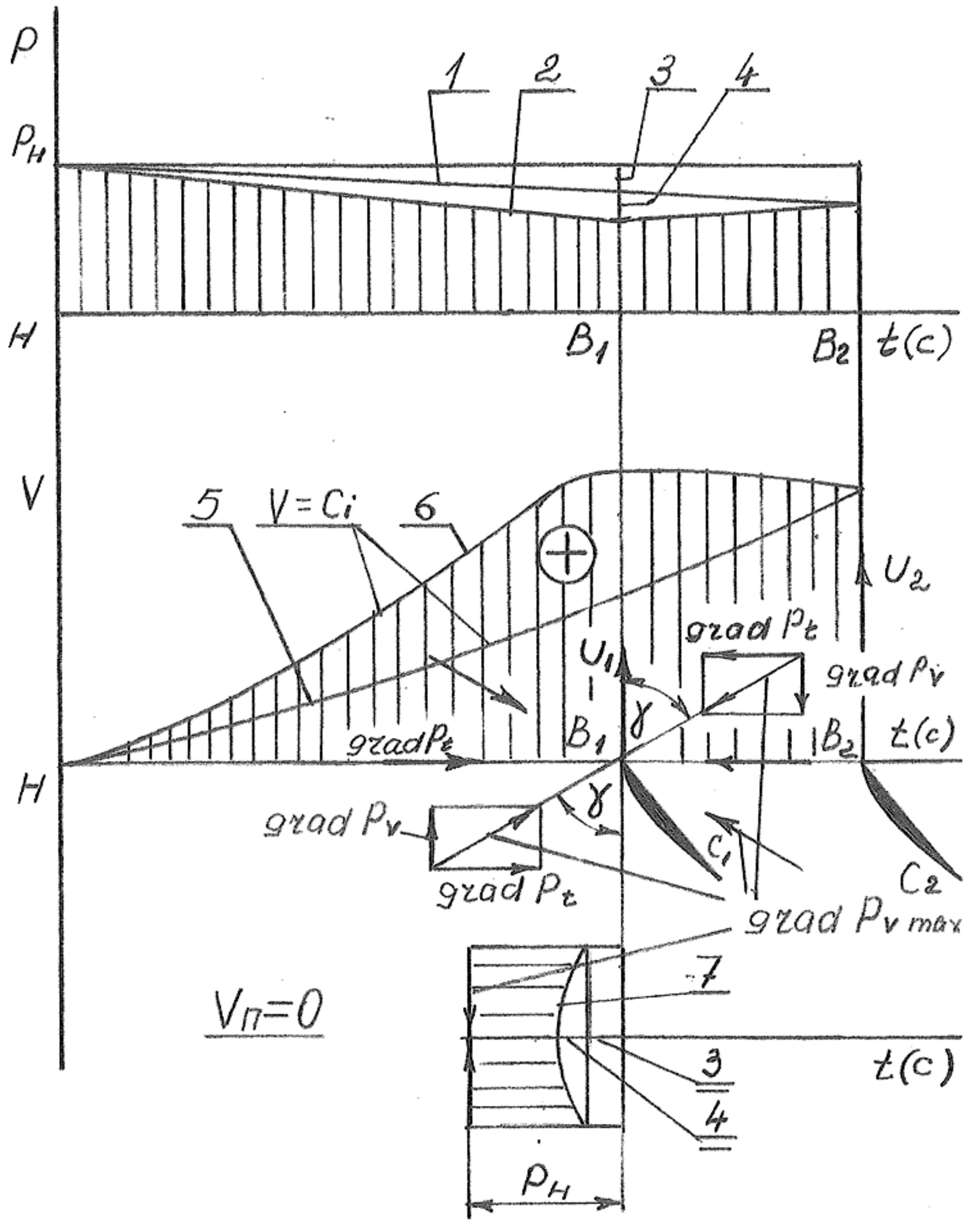


Рис. 21. 3. Динамика процесса генерирования синусоидального характера движения частиц газового потока в зоне Н-B_2 для реализации способа повышения газодинамической устойчивости работы воздушно-реактивных двигателей при взлете, полете, посадке согласно патентов №46407, [2], №2027902, [3]

На рис. 21. 3 показана динамика процесса изменения характера движения частиц газового потока на синусоидальный в зоне Н-B_2, где: 1 – характер изменения основного градиента статического давления газового потока в зоне Н-B_2 при условии отсутствия закрутки потока; 2 – характер изменения дополнительного градиента статического давления газового потока в зоне Н-B_2 при наличии закрутки потока в зоне Н-B_1 и его раскрутки в зоне B_1-C_2; 3 – основной градиент статического давления газового потока в сечении B_1; 4 – дополнительный градиент статического давления газового потока в сечении B_1; 5 – характер изменения осевых скоростей газового потока при условии

отсутствия закрутки потока; 6 – характер изменения осевых скоростей газового потока при наличии закрутки потока в зоне Н-B_1 и его раскрутки в зоне B_1-C_2; 7 – характер распределения и генерирования дополнительного градиента статического давления (grad $P_{V\max} = \Delta P_{V\max}$ по оси ординат) от максимальной закрутки C_{1U} газового потока в сечении B_1.

$\Delta P_{V\max}$ равняется сумме основного, поз. 3, и дополнительного градиента статического давления, поз.4. Отклонение $\Delta P_{V\max}$ от плоскости сечения B_1 на угол γ, рис. 21. 3, способствует плавному изменению осевых скоростей газового потока до и после сечения B_1. Наклон характеристики изменения осевых скоростей газового потока в зоне B_1-B_2 полностью зависит от максимальной закрутки потока в сечении B_1, которая регулируется оборотами и гидравлическими углами β_1 и β_2 лопаток рабочего колеса 8 – вращающегося направляющего аппарата, β_1 – это угол между W_1 и U_1, β_2 – это угол между W_2 и U_1, рис. 21. 2.

Отклонение $\Delta P_{V\max}$ от плоскости сечения B_1 на угол γ способствует его разложению на два градиента: осевой grad P_t и радиальный grad P_v. В зоне Н-B_1 осевой grad P_t, направленный за потоком, способствует плавному ускорению и увеличению осевой скорости газового потока или, иными словами, дополнительная кинетическая энергия между кривыми 5 и 6, рис. 21. 3, сообщается потоку первым рабочим колесом – вращающимся направляющим аппаратом. В зоне B_1-B_2 grad P_t, направленный против потока, тормозит последний, рис. 21. 3. Радиальный grad P_v, стягивает поток в жгут до и после сечения B_1, что обеспечивает синусоидальный характер изменения осевых скоростей газового потока в зоне Н-B_2, полностью устраняя при этом кинематическую зону жесткого (упругого) удара в сечении В современных ВРД, рис. 21. 1, в.

Устранение кинематической зоны жесткого (упругого) удара в сечении B_2 позволяет 1,2-1,5 раза увеличить C_a в сечении B_2. Увеличение C_a в сечении B_2 до 260-300 м/с автоматически приводит к появлению сверхзвуковых скоростей газового потока по W_1 и W_2 первого рабочего колеса – вращающегося направляющего аппарата в межлопаточных диффузорных каналах, которые считаем за сопла Лаваля.

Известно, что при продувке сопла Лаваля газовым потоком, статическое давление которого уменьшается по ходу потока, невозможно получить осевую скорость газового потока больше скорости звука, что объясняется генерированием отрывных зон и отрывных течений и на их основе генерирование стоячих ударных волн, которые запирают сопла Лаваля.

В нашем случае сопла Лаваля, межлопаточные диффузорные каналы вращающегося направляющего аппарата 8, продуваются газовым потоком, статическое давление которого повышается по ходу потока, поскольку в зоне B_1-B_2 поток тормозится -grad P_t, что обеспечивает полное отсутствие отрывных зон и отрывных течений при любых дозвуковых и сверхзвуковых скоростях продуваемого газового потока. Поэтому увеличение C_a в сечении B_2 до 260-300 м/с полностью обосновано.

Согласно распределению статических давлений в сечении B_1, рис. 21. 3, поз.7, осевая скорость газового потока по оси будет большею по сравнению с аналогичной по периферии потока, однако в зоне заторможенного потока B_1-B_2 тормозящая поток сила, -grad P_t, которая зависит от угла γ, увеличивается в направлении от периферии к оси, поэтому газовый поток достигает сечения B_2 со 100 %-й стабилизацией осевых скоростей газового потока от комля к периферии лопаток второго рабочего колеса 9, сжимающего поток, выполняя при этом в зоне B_1-B_2 основную функцию современных воздухозаборников, из чего можно сделать вывод о том, что первое рабочее колесо – вращающийся направляющий аппарат 8 можно располагать как можно ближе ко входному сечению воздухозаборника, поскольку принудительная стабилизация осевых скоростей осуществляется в зоне B_1-B_2.

Рассмотрим работу способа повышения газодинамической устойчивости воздушно-реактивных двигателей на взлетном режиме, рис. 21. 1, зимой при $V_n < C_к$, первые секунды взлета.

В полете при работе на взлетном режиме перед двигателем генерируется дроссельная зона заторможенного потока H-f, рис. 21. 1, поз.1, зона ускоренного потока f-B_1, поз. 5, и зона заторможенного потока B_1-B_2, поз. 6.

Плотность газового потока (воздуха) зимой увеличивается по сравнению с летом, поэтому центробежные силы в сечении B_1 увеличиваются, увеличивается также дополнительный градиент статических давлений, который стягивает поток в жгут до и после сечения B_1, увеличивается сила торможения газового потока в зоне B_1-B_2.

Зона заторможенного потока H-f, как в современных ВРД, является динамическим дросселем, после которой идет зона ускоренного потока f-B_1 и дополнительная зона заторможенного потока B_1-B_2, рис. 21. 1, рис.21. 3. В зоне ускоренного потока f-B_1, в сечении B_1, в полете на взлетном режиме статическое давление достигает своего минимального значения за счет наличия максимальных центробежных сил в этом сечении, осевая скорость газового потока в сечении B_1 при этом плавно достигает своего максимального значения. В зоне заторможенного потока B_1-B_2 под действием -grad P_t, направленного против потока, статическое давление газового потока начинает повышаться, осевая скорость газового потока при этом уменьшается. Статическое давление газового потока в сечении B_2 достигает своего максимального значения, которое существенно превышает аналогичное в современных ВРД. Поэтому падение статического давления в сечении B_2 существенно меньше аналогичного в современных ВРД, что регламентирует и меньшее приращение ΔC_a в сечении B_2, рис. 21. 1, что является основой повышения газодинамической устойчивости работы ВРД при взлете, полете, посадке при условии применения патентов №46407 UA, [2], №2027902 РФ, [3].

21. 4. Общие выводы. Перспективы дальнейших разработок

Таким образом, применение неизвестного в современной теории воздушно-реактивных двигателей метода кинематического анализа характера изменения осевых скоростей, ускорений газового потока позволяет выявить

основной конструктивный недостаток современных ВРД, который является основой заглохания двигателей на первых секундах взлета. Этот основной конструктивный недостаток всех современных ВРД основывается на существовании при взлете в зоне Н-В двух зон: дроссельной зоны заторможенного потока Н-f и зоны ускоренного потока f-В. Поскольку зона заторможенного потока Н-f является динамическим дросселем, то увеличение расхода газового потока через двигатель осуществляется только за счет снижения статического давления в сечении В современных ВРД ниже расчетного значения, что приводит мгновенно к увеличению C_a выше расчетного значения, что, в свою очередь, приводит к снижению углов атаки ниже расчетного значения 5 – 7^o, к генерированию развитого срыва потока по корытцам лопаток первого рабочего колеса компрессора, заглоханию двигателя, снижению безопасности полетов.

Одновременно кинематический анализ позволяет выявить второй конструктивный недостаток современных ВРД, связанный с наличием кинематической зоны жесткого (упругого) удара в сечении В, рис. 21. 1, в. Оба главных конструктивных недостатка связаны между собой таким образом, что увеличение C_a до (C_a +ΔC_a) автоматически приводит к увеличению силы и мощности ударных волн, генерируемых в кинематической зоне жесткого (упругого) удара в сечении В, что приводит к колебательному процессу смены углов атаки на входных кромках лопаток первого рабочего колеса, которое сжимает газовый поток, выше 5 – 7^o. Оба главных конструктивных недостатка в современных ВРД существуют благодаря наличию в зоне Н-В наихудшего характера движения частиц газового потока – движение с нарастающим ускорением.

Поэтому основной целью разработанного направления технического прогресса в области авиадвигателестроения является замена характера движения частиц газового потока с нарастающим ускорением на характер движения частиц газового потока с уменьшающимся ускорением в зоне Н-B_2, что обеспечивается закруткой потока в зоне Н-B_1, раскруткой потока в зоне B_1-B_2, генерированием дополнительного градиента статических давлений grad P_t, который в зоне Н-B_1 ускоряет поток, а в зоне B_1-B_2, рис. 21. 3, тормозит тот же самый газовый поток, получая на всех режимах, включая взлет, несущественное повышение C_a с одновременным повышением в зоне B_1-B_2 статического давления (но меньше $P_н$) и стягиванием потока в жгут до и после сечения B_1.

Таким образом, разработанное единой теорией движителей на непрерывных потоках принципиально новое направление технического прогресса в области авиадвигателестроения, связанное с изменением конструкции входного устройства ВРД, позволяющего организовать синусоидальный характер изменения осевых скоростей газового потока в зоне Н-B_2, полностью обосновано и дает следующий теоретический и технический результат:

1. Кинематический анализ характера изменения осевых скоростей, ускорений, статического давления, первичных движущих сил от изменения

статического давления газового потока является обязательным для введения в теорию воздушно-реактивных двигателей. Современная теория ВРД должна быть полностью доработана согласно уже разработанной единой теории движителей на непрерывных потоках, основанной на кинематическом анализе и принципиально новых формулах тяги, полетного (тягового) КПД, теореме о подъемной силе продуваемого профиля.

2. Введение дополнительного первого по ходу газового потока рабочего колеса, которое не сжимает газовый поток, а служит только вращающимся направляющим аппаратом с заданным законом вращения, позволяет, за счет введении дополнительной зоны заторможенного потока B_1-B_2, за счет закрутки потока в зоне Н-B_1, раскрутки потока в зоне B_1-B_2, заменить в зоне Н-B_2 характер движения частиц газового потока с нарастающим ускорением, что имеет место в современных ВРД, на синусоидальный характер движения частиц газового потока с уменьшающимся ускорением, что полностью устраняет кинематическую зону жесткого (упругого) удара по входным кромкам лопаток второго по ходу потока рабочего колеса 9 ротора осевого компрессора низкого давления и на этой основе существенно повысить безопасность полетов за счет повышения газодинамической устойчивости работы ВРД, повышения C_a до 260-300 м/с, что, в свою очередь, увеличивает расход газового потока через двигатель, повышает КПД, $\Pi_к^*$, $P_{н_{ср}}^* = P_г^*$, тягу ВРД, высоту полета при одновременном снижении децибельной характеристики и расхода топлива.

3. Путем введения нарастания оборотов второго по ходу потока рабочего колеса 9 существенно повышается газодинамическая устойчивость его работы, поскольку при одновременном снижении или увеличении осевой скорости C_a угол атаки изменяется на существенно меньшее значение не тех лопатках рабочего колеса, где окружная скорость вращения будет большей.

"Способ повышения газодинамической устойчивости работы ВРД" по патенту Украины №46407, [2], и "Способ создания тяги" по патенту Российской Федерации №2027902, [3], позволили разработать принципиально новое направление технического прогресса для любого типа движителя на непрерывных потоках, поэтому следующая тематика будет касаться повышения экологических и технико-экономических показателей воздушных винтов.

ЛИТЕРАТУРА К ГЛАВЕ 21

1. Шляхтенко, С. М. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей / С. М. Шляхтенко, М.: Машиностроение, 1987. – 568с.

2. Патент 46407, Україна, МПК F04D 27/00, F02K 1/00, F02K 3/00, F02C 7/00. Спосіб підвищення газодинамічної стійкості роботи повітря-реактивних двигунів. Б. Ш. Мамедов, – №U200905152, заявл. 25.05.2009; опубл. 25.12.2009, Бюл.№24, –26с.

3. Патент 2027902, Российская Федерация, МПК$_7$ F03H 5/00, F04D 19/00. Способ создания тяги Б. Ш. Мамедов (Украина), №4652005/23, заявл. 24.12.1988, опубл. 27.01.95, Бюл.№3, –4с.

ОБЩИЕ ВЫВОДЫ.
ПЕРСПЕКТИВЫ ДАЛЬНЕЙШИХ РАЗРАБОТОК

Ошибочность современной теории воздушно-реактивных двигателей очевидна, поскольку ошибочными являются все, без исключения, ее фундаментальные основы, к которым относятся:

1. Термодинамический цикл турбореактивных двигателей в координатах P-V, T-S.
2. Формула тяги турбореактивных двигателей.
3. Формула полетного (тягового) КПД ТРД.
4. Теорема о подъемной силе продуваемого профиля.
5. Понимание и применение уравнения Эйлера.

Исходя из вышеизложенного, современная теория воздушно-реактивных двигателей в том виде, в котором она изложена, например Шляхтенко С.М. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей. [Текст] / С.М. Шляхтенко/,– М: Машиностроение, 1987, –568с., не может преподаваться в высших авиационных учебных заведениях, поскольку должна подлежать вначале полной переработке согласно уже созданной единой теории движителей на непрерывных потоках. Выпускники авиационных ВУЗ-ов, изучившие единую теорию воздушно-реактивных движителей, будут иметь совершенно новое техническое мышление при проектировании воздушно-реактивных двигателей, основанное на правильном теоретическом и физическом понимании таких фундаментальных понятий единой теории движителей, как принципиально новый термодинамический цикл турбореактивных двигателей в координатах P-V, T-S, новые формулы тяги, полетного (тягового) КПД, принципиально новая теорема о подъемной силе продуваемого профиля, правильное понимание и применение уравнения Эйлера.

Все это дает возможность таким конструкторам проектировать воздушно-реактивные двигатели с улучшенными экологическими и технико-экономическими показателями, основанными на следующих направлениях технического прогресса в области авиадвигателестроения разработанных единой теорией движителей на непрерывных потоках с целью повышения тяги и безопасности полетов, снижения децибельной характеристики:

1. Введение синусоидальной характеристики изменения осевых скоростей газового потока (воздуха) в зоне Н-$В_2$ спутновращающихся воздушных винтов, обеспечивающий безударный вход газового потока во входные кромки лопастей второго по ходу потока винта, что дает возможность перевести лопасти второго винта в сверхзвуковой режим работы, $U_{окр.}$=400-500 м/с, увеличив при этом тягу второго винта на 200-300 % по сравнению с тягой однорядного воздушного винта. Описано в монографии.

2. Введение синусоидальной характеристики изменения осевых скоростей газового потока (воздуха) в зоне Н-$В_2$ первых двух спутновращающихся рабочих колес компрессора низкого давления ТРД, обеспечивающей безударный вход газового потока во входные кромки лопаток второго по ходу

потока рабочего колеса, дает возможность существенно снизить децибельную характеристику и повысить газодинамическую устойчивость работы ТРД, повысить безопасность полетов. Описано в монографии.

3. Повысить полетный (тяговый) КПД второго контура ТРДД с 14 до 55 %. Будет описано в научных публикациях.

4. При заданном $П_к$, не нарушая законы механики истечения жидкостей и газов, увеличить высоту лопаток последних рабочих колес компрессора высокого давления (КВД), что, в свою очередь, увеличивает полетный (тяговый) КПД ВРД. Будет описано в научных публикациях.

5. Введение закона регулирования ВРД по максимальной тяге на любых режимах работы, что позволит существенно сократить расход топлива. Будет описано в научных публикациях.

6. И другие направления технического прогресса в области авиадвигателестроения, которые будут описаны в научных публикациях.

ПРИЛОЖЕНИЯ

ПРИЛОЖЕНИЕ А

УЧАСТИЕ В МЕЖДУНАРОДНЫХ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИХ КОНФЕРЕНЦИЯХ, КОНГРЕССАХ

1. Международная научно-техническая конференция "Динамика, надежность и долговечность механических и биомеханических систем", г.Севастополь, Севастопольский национальный технический университет (СевНТУ), 05-09 сентября 2011г.

На этой Международной научно-технической конференции автором было сделано два доклада по темам:

1.1. Разработка нового направления технического прогресса в области теории и проектирования воздушных винтов, связанное с внедрением в зоне Н-B_2 синусоидального характера изменения осевых скоростей и ускорений газового потока.

1.2. Разработка направления технического прогресса в области авиадвигателестроения, связанное с повышением газодинамической устойчивости работы воздушно-реактивных двигателей при взлете, полете и посадке.

Содержание этих двух докладов опубликовано в "Віснику СевНТУ, Збірник наукових праць. Серія: Механіка, енергетика, екологія, 2011, с.332-337, с.338-345".

2. Международная научно-техническая конференция "Динамика, надежность и долговечность механических и биомеханических систем", г.Севастополь, Севастопольский национальный технический университет (СевНТУ), 10-14 сентября 2012г.

На этой Международной научно-технической конференции автором был сделан доклад на тему:

Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Влияние гравитационных сил газового потока в зоне Н-В на газодинамическую устойчивость работы воздушно-реактивных двигателей при взлете.

Содержание этого доклада опубликовано в "Віснику СевНТУ, Збірник наукових праць. Серія: Механіка, енергетика, екологія, 2012, с.269-275".

3. Международная научно-техническая конференция "Динамика, надежность и долговечность механических и биомеханических систем", г.Севастополь, Севастопольский национальный технический университет (СевНТУ), 9-13 сентября 2013г.

На этой Международной научно-технической конференции автором был сделан доклад на тему:

Единая теория движителей на непрерывных потоках. Закон инжекции (всасывания) газового потока в зоне Н-В турбореактивных двигателей при $V_{ï} \geq 0$.

Содержание этого доклада опубликовано в "Віснику СевНТУ, Збірник наукових праць. Серія: Механіка, енергетика, екологія, 2013, –№137, –с.324-330".

4. XVIII Международный Конгресс двигателестроителей, пос.Рыбачье, республика Крым, 14-19 сентября 2013г. Организаторы: Национальный аэрокосмический университет им.Н.Е.Жуковского "ХАИ", Национальный технический университет "ХПИ", ГП "Ивченко-Прогресс", ПАО "Автрамат".

На XVIII Международном Конгрессе двигателестроителей автором был сделан доклад на тему:

Единая теория движителей. Разработка термодинамического цикла турбореактивных двигателей в координатах P-V, T-S.

Доклад был сделан по уже напечатанной статье. Статья напечатана в "Восточно-Европейском журнале передовых технологий, – Харьков: изд. Технологический центр. Прикладная механика, 2013, –№2/7 (62), –с. 29-34."

ПРИЛОЖЕНИЕ Б

Список патентов

1. Патент 2027902, Российская Федерация, МПК$_7$ F03H 5/00, F04D 19/00. Способ создания тяги [Текст] / Б.Ш.Мамедов (Украина), №4652005/23, заявл. 24.12.1988, опубл. 27.01.95, Бюл.№3, –4с.
2. Патент 46407, Україна, МПК F04D 27/02, F02K 1/00, F02K 3/00, F02C 7/00. Спосіб підвищення газодинамічної стійкості роботи повітря-реактивних двигунів [Текст] / Б.Ш.Мамедов, –№U200905152, заявл. 25.05.2009, опубл. 25.12.2009, Бюл.№24, –26с.
3. Патент 26883, Україна, МПК B64C 11/00, B64C 27/00, B64D 35/00, F04K 3/00. Турбогвинтовентиляторний двигун [Текст] Б.Ш.Мамедов,- №U2007 05886, заявл. 29.05.2007, опубл. 10.10.2007, Бюл.№16, -22с.
4. Патент 86788, Україна, МПК F02K1/00, F02K 3/00, F02C 7/04. Турбореактивний двоконтурний двигун [Текст] Б.Ш.Мамедов,-№a2006 07941, заявл. 14.07.2006, опубл. 25.05.2009, Бюл.№10, -24с.
5. Патент 58769, Україна, МПК F02K 1/00, F02K 3/08, F02K 7/00, F02K 3/11. Турбореактивний двигун з форсажною камерою.[Текст] Б.Ш.Мамедов,- №U201011470, заявл. 27.09.2010, опубл. 26.04.2011, Бюл.№8, -32с.
6. Патент 66619, Україна, МПК F02C 7/04, F04D 27/02, F02K 1/00, F02K 3/00. Турбореактивний двоконтурний двигун [Текст] /Б.Ш.Мамедов, –№U201107779, заявл. 20.06.2011, опубл. 10.01.2012, Бюл.№1, –10с.
7. Патент 66620, Україна, МПК F02C 7/04, F04D 27/02, F02K 1/00, F02K 3/00. Турбореактивний двоконтурний двигун [Текст] /Б.Ш.Мамедов, –№ U201107780, заявл. 20.06.2011, опубл. 10.01.2012, Бюл.№1, –12с.
8. Патент 66621, Україна, МПК F02C 7/04, F04D 27/02, F02K 1/00, F02K 3/00. Турбореактивний двоконтурний двигун [Текст] /Б.Ш.Мамедов, –№201107781, заявл. 20.06.2011, опубл. 10.01.2012, Бюл.№1, –10с.
9. Патент 66622, Україна, МПК F02C 7/04, F04D 27/02, F02K 1/00, F02K 3/00. Турбореактивний двоконтурний двигун [Текст] /Б.Ш.Мамедов, –№201107782, заявл. 20.06.2011, опубл. 10.01.2012, Бюл.№1, –10с.

(19) RU (11) 2027902 (13) C1

(51) 6 F 03 H 5/00, F 04 D 19/00

Комитет Российской Федерации
по патентам и товарным знакам

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ
к патенту Российской Федерации

1

(21) 4652005/23
(22) 24.12.88
(46) 27.01.95 Бюл. № 3
(71) Запорожский машиностроительный институт им.В.Я.Чубаря (UA)
(72) Мамедов Борис Шамшадович(UA)
(73) Мамедов Борис Шамшадович (UA)
(56) Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей./Под ред.С.М.Шляхтенко. Машиностроение, 1987, с.352–353, рис.11.1, 11.2, с.17, рис.1.3, с.350, рис.10.15.

(54) СПОСОБ СОЗДАНИЯ ТЯГИ

(57) Использование: в авиадвигателестроении при проектировании вентиляторов двухконтурных ГТД, для ТВД взамен винта, для вентиляторов ТВВД, для вентиляторов аэродинамических труб, для устройств

2

перекачки жидкостей и газов и для вакуумирования. Целью изобретения является увеличение тяги, упрощение конструкции, повышение надежности и безопасности работы за счет устранения газодинамических неустойчивостей. Это достигается тем, что за рабочими колесами вентилятора создают дополнительное понижение статического давления путем увеличения осевой скорости потока от колеса к колесу, при этом тягу вентилятора на любом режиме его работы, рассчитывают по формуле: $R=P_н F_н - P_{c_з} F_{c_з}$, где R – тяга вентилятора, $P_н$ – давление невозмущенной среды; $F_н$ – площадь входа; ($P_{c_з}$ и $F_{c_з}$) – движение и площадь на выходе из вентилятора. 1 ил.

RU 2027902 C1

internet.

УКРАЇНА

(19) UA (11) 46407 (13) U

(51) МПК (2009)
F04D 27/02
F02K 1/00
F02K 3/00
F02C 7/00

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

ДЕРЖАВНИЙ ДЕПАРТАМЕНТ ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ ВЛАСНОСТІ

ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА КОРИСНУ МОДЕЛЬ

(54) СПОСІБ ПІДВИЩЕННЯ ГАЗОДИНАМІЧНОЇ СТІЙКОСТІ РОБОТИ ПОВІТРЯНО-РЕАКТИВНИХ ДВИГУНІВ

(21) u200905152
(22) 25.05.2009
(24) 25.12.2009
(46) 25.12.2009, Бюл.№ 24, 2009 р.
(72) МАМЕДОВ БОРИС ШАМШАДОВИЧ
(73) ЗАПОРІЗЬКИЙ НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

(57) Спосіб підвищення газодинамічної стійкості роботи повітряно-реактивних двигунів, який включає формування зони Н-В з законом руху частин газового потоку з наростаючим прискоренням під дією основного градієнта рушійних сил від зміни статичного тиску, направленого за потоком, кінематичної зони жорсткого (пружного) удару у перерізі В, яка генерує потужні ударні хвилі у коливальному режимі з високою децибельною характеристикою, формування дросельної зони загальмованого потоку H-f, статичний тиск у котрій перевищує розрахунковий для злітного режиму, зони прискореного потоку f-B, статичний тиск у котрій суттєво нижче розрахункового для злітного режиму, особливо у перерізі В, що генерує збільшення абсолютної осьової швидкості газового потоку Са у перерізі В вище розрахункового значення для злітного режиму, що змінює кути атаки нижче (5-7)° та генерує розвинений зрив газового потоку по коритцях лопаток першого робочого колеса ротора осьового компресора низького тиску, заглушення двигуна, знижування безпеки польотів, який **відрізняється** тим, що після зони прискореного газового потоку f-B_1 додатково генерують зону загальмованого потоку B_1-B_2, статичний тиск у котрій підвищується по ходу газового потоку, при цьому додаткову зону загальмованого потоку B_1-B_2 генерують завдяки тому, що у повітрозабірнику перед робочими колесами ротора осьового компресора низького тиску розташовують додатково перше робоче колесо по ходу потоку, яке не стискує газовий потік, а служить тільки обертальним направляючим апаратом з заданим законом обертання, а газовий потік інжектують через нього за рахунок того, що друге по ходу потоку робоче колесо ротора осьового компресора низького тиску має більшу витрату газу і оберти при одночасному збільшенні на обертальному направляючому апараті відносної швидкості газового потоку на виході W_2 та на вході W_1, що при постійній коловій швидкості U обертального направляючого апарата веде до поступового наростаючого закручування газового потоку у зоні Н-B_1 прискореного потоку проти узгодженого обертання обертального направляючого апарата та робочих коліс ротора осьового компресора низького тиску, генеруючи при цьому відцентрові сили, які максимальні у перерізі B_1, та додатковий градієнт статичних тисків у зоні Н-B_2, направлений до центра перерізу B_1, який стягує газовий потік у джгут до і після цього перерізу, одночасно гальмуючи газовий потік з підвищенням його статичного тиску у зоні B_1-B_2 загальмованого потоку, у якій поступово розкручують газовий потік до осьового напрямку, змінюючи при цьому закон руху частин газового потоку з наростаючим прискоренням на закон руху частин газового потоку у зоні Н-B_2 зі знижувальним прискоренням.

(19) UA (11) 46407 (13) U

Корисна модель відноситься до галузі авіадвигунобудування.

З теорії повітря-реактивних двигунів (ПРД) відомо, що нестійка робота компресора основана на відриву газового потоку зі спинок або коритця лопаток робочих коліс, коли кути атаки перевищують 5-7°, що стає можливим, коли абсолютна осьова швидкість потоку Са на лопатках робочих коліс змінюється нижче або вище розрахункового значення, див. [1], с.110, рис.7.6. Відомо також, що розвинений зрив потоку на лопатках робочих коліс компресора може привести до заглухання двигуна

УКРАЇНА

(19) UA (11) 26883 (13) U

(51) МПК (2006)
B64C 11/00
B64C 27/00
B64D 35/00
F02K 3/00

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

ДЕРЖАВНИЙ ДЕПАРТАМЕНТ ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ ВЛАСНОСТІ

ОПИС
ДО ПАТЕНТУ НА КОРИСНУ МОДЕЛЬ

видається під відповідальність власника патенту

(54) ТУРБОГВИНТОВЕНТИЛЯТОРНИЙ ДВИГУН

1

(21) u200705886
(22) 29.05.2007
(24) 10.10.2007 , Бюл. № 16
(72) МАМЕДОВ БОРИС ШАМШАДОВИЧ, UA
(73) ЗАПОРІЗЬКИЙ НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ, UA

(57) Турбогвинтовентиляторний двигун, в якому лопаті повітряних гвинтів мають гідравлічні кути β_1, оптимальні розміри яких регламентуються розрахунком тяги та польотного (тягового) ККД, який **відрізняється** тим, що двигун містить редуктор з двома коаксіальними вихідними валами, сполученими з повітряними гвинтами та приводом від турбіни, а гідравлічні кути β_1 лопатей першого та другого повітряного гвинта 1, 2 розташовані узгоджено (в одному напрямку), при цьому перший повітряний гвинт жорстко зв'язаний з вихідним внутрішнім валом 3 редуктора, на протилежному кінці якого жорстко встановлено зубчасте колесо 6, яке через проміжні зубчасті колеса 9, 10, жорстко встановлені на проміжному валу 11 редуктора, зв'язано через зубчасте колесо 12 з привідним валом 13 редуктора, а другий по ходу потоку повітряний гвинт жорстко зв'язаний з коаксіальним вихідним валом 4 редуктора, на протилежному кінці якого жорстко встановлено зубчасте колесо 7, яке через проміжні зубчасті колеса 8, 10, жорстко встановлені на проміжному валу 11 редуктора, зв'язано з ведучим зубчастим колесом 12 та привідним валом 13 редуктора, при цьому передаточні відношення зубчастих коліс редуктора забезпечують збільшення обертів повітряних гвинтів по ходу потоку, їх узгоджене з заданим законом обертання, при якому гідравлічні кути лопатей повітряних гвинтів забезпечують закручування повітряного потоку в зоні прискореного потоку протилежно напряму обертання з осьовим виходом повітряного потоку після другого повітряного гвинта, а розрахунок тяги та польотного (тягового) ККД повітряних гвинтів виконується за формулами:

2

$R = (\overset{*}{P}_{Hcp} F_{Hcp} - P_c F_c)n$, при $V_П = 0$,

$R' = (\overset{*\prime}{P}_{Hcp} F'_{Hcp} - P'_c F'_c)n$, при $V_П > 0$,

де $\overset{*\prime}{P}_{Hcp} = \overset{*}{P}_{Hcp} \pm \Delta \overset{*}{P}_{Hcp}$,

$F_{Hcp} = t_1 \cdot l$, при $V_П = 0$,

$F_c = t \cdot l$, при $V_П = 0$,

$F'_{Hcp} = t'_1 \cdot l$, при $V_П > 0$,

$F'_c = t' \cdot l$, при $V_П > 0$,

$$\eta_T = \left(1 - \frac{P_c F_c}{\overset{*}{P}_{Hcp} F_{Hcp}}\right) \times 100\%, \text{ при } V_П = 0,$$

$$\eta_П = \left(1 - \frac{P'_c F'_c}{\overset{*\prime}{P}_{Hcp} F'_{Hcp}}\right) \times 100\%, \text{ при } V_П > 0,$$

де R - тяга другого повітряного гвинта при $V_П = 0$,

R' - тяга другого повітряного гвинта при $V_П > 0$,

$\overset{*}{P}_{Hcp}$ - статичний тиск у середньому перерізі газодинамічного тракту лопаті другого повітряного гвинта в зоні $K - C_2$ при $V_П = 0$, приведений до зони спокійного потоку H,

F_{Hcp} - площа газодинамічного тракту в середньому перерізі $Г$ зони $K - C_2$ лопаті другого повітряного гвинта при $V_П = 0$, приведена до зони спокійного потоку H,

t_1 - товщина газодинамічного тракту в середньому перерізі $Г$ зони $K - C_2$ лопаті другого повітряного гвинта при $V_П = 0$,

l - довжина лопаті другого повітряного гвинта,

$\overset{*}{P}_{Hcp} \cdot F_{Hcp}$ - середня, приведена до зони спокійного потоку H, рушійна сила від зміни статичного

(19) UA (11) 26883 (13) U

УКРАЇНА

(19) UA (11) 86788 (13) C2

(51) МПК (2009)
F02K 1/00
F02K 3/00
F02C 7/04

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ
І НАУКИ УКРАЇНИ

ДЕРЖАВНИЙ ДЕПАРТАМЕНТ
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ
ВЛАСНОСТІ

ОПИС
ДО ПАТЕНТУ НА ВИНАХІД

(54) ТУРБОРЕАКТИВНИЙ ДВОКОНТУРНИЙ ДВИГУН

1

(21) a200607941
(22) 14.07.2006
(24) 25.05.2009
(46) 25.05.2009, Бюл.№ 10, 2009 р.
(72) МАМЕДОВ БОРИС ШАМШАДОВИЧ, UA
(73) ЗАПОРІЗЬКИЙ НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ, UA
(56) RU 2027902, 1995 UA 53724, 2003
GB 1408357, 1975 RU 2033550, 1995 US 4112677, 1978WO 2006/059985, 2006

(57) 1. Турбореактивний двоконтурний двигун, що включає дозвуковий повітрозабірник, редуктор, осьовий компресор низького та високого тиску, камеру горіння, двоконтурне реактивне сопло з корпусними основами, оптимальні розміри яких регламентовані розрахунком тяги та польотного (тягового) ККД, який **відрізняється** тим, що в дозвуковому повітрозабірнику розташований осьовий компресор низького тиску з двома робочими колесами 6, 7, перше з яких є обертальним направляючим апаратом з заданим законом обертання, жорстко зв'язане з привідним валом редуктора 5, на якому жорстко встановлене ведуче зубчасте колесо, зв'язане через проміжний вал редуктора 5 та жорстко встановлені на ньому зубчасті колеса з веденим зубчастим колесом, жорстко встановленим на коаксіальному валу другого робочого колеса 7, при цьому передаточні відношення зубчастих коліс забезпечують збільшення обертів робочих коліс 6, 7 по ходу газового потоку, а гідравлічні кути β_1 та β_2 лопаток робочих коліс 6, 7 забезпечують закрутку газового потоку в зоні прискореного газового потоку протилежно напряму обертання робочих коліс 6, 7, з осьовим виходом газового потоку після другого робочого колеса 7.

2. Турбореактивний двоконтурний двигун за п. 1, який **відрізняється** тим, що осьовий компресор середнього та високого тиску включає, наприклад, три робочі колеса 9, перше з яких жорстко зв'язане з привідним валом редуктора 8, на якому жорстко встановлене ведуче зубчасте колесо, зв'язане через проміжний вал та жорстко встановлені на ньому зубчасті колеса з веденими зубчастими колесами, жорстко встановленими на коаксіальних валах другого та третього робочого колеса 9, при

2

цьому передаточні відношення зубчастих коліс забезпечують збільшення обертів робочих коліс 9 по ходу газового потоку, а гідравлічні кути β_1 та β_2 лопаток робочих коліс 9 забезпечують гальмування з одночасним стисненням газового потоку.

3. Турбореактивний двоконтурний двигун за пп. 1, 2, який **відрізняється** тим, що перед камерою горіння 12 встановлений роздільник 14, який поділяє максимально стиснутий газовий потік на перший та другий контури і зв'язаний з зовнішнім кожухом реактивного сопла першого контуру 13, який спільно з зовнішнім кожухом реактивного сопла другого контуру 18 формує в зоні вихідного перерізу реактивне сопло Лаваля, у вихідному перерізі якого, на зовнішньому кожусі, встановлені регулювальні стулки 17, а розрахунок тяги та польотного (тягового) ККД по одному з контурів двигуна виконаний за формулами:

$$R = P^{*}_{НКР}F_{НКР} - P_C F_C,\ \text{при}\ V_П = 0,$$

$$R' = P^{*\prime}_{НКР}F_{НКР} - P'_C F_C,\ \text{при}\ V_П > 0,$$

$$\text{де}\ P^{*\prime}_{НКР} = P^{*}_{НКР} \pm \Delta P^{*}_{НКР}$$

$$\eta_т = \left(1 - \frac{P_C F_C}{P^{*}_{НКР}F_{НКР}}\right) x100\%,\ \text{при}\ V_П = 0,$$

$$\eta_П = \left(1 - \frac{P'_C F'_C}{P^{*\prime}_{НКР}F_{НКР}}\right) x100\%,\ \text{при}\ V_П > 0,$$

де:

R - тяга двигуна по одному із контурів при $V_П = 0$,

R' - тяга двигуна по одному із контурів при $V_П > 0$,

$\eta_Т$ - тяговий ККД при $V_П = 0$,

$\eta_П$ - польотний (тяговий) ККД при $V_П > 0$,

$P^{*}_{НКР}$ - розрахункова частка загального статичного тиску у критичному перерізі Г (перед першим сопловим апаратом турбіни) при $V_П = 0$,

(19) UA (11) 86788 (13) C2

internet

УКРАЇНА

(19) UA (11) 58769 (13) U

(51) МПК (2011.01)
F02K 1/00
F02K 3/08 (2011.01)
F02K 7/00
F02K 3/11 (2011.01)

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

ДЕРЖАВНИЙ ДЕПАРТАМЕНТ ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ ВЛАСНОСТІ

ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА КОРИСНУ МОДЕЛЬ

(54) ТУРБОРЕАКТИВНИЙ ДВИГУН З ФОРСАЖНОЮ КАМЕРОЮ

1

(21) u201011470
(22) 27.09.2010
(24) 26.04.2011
(46) 26.04.2011, Бюл.№ 8, 2011 р.
(72) МАМЕДОВ БОРИС ШАМШАДОВИЧ
(73) ЗАПОРІЗЬКИЙ НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

(57) Турбореактивний двигун з форсажною камерою, який включає модуль вхідного надзвукового пристрою, модуль осьового компресора, модуль камери горіння, модуль турбіни, модуль форсажної камери, модуль реактивного сопла Лаваля , оптимальні розміри яких регламентуються розрахунком тяги та польотного (тягового) ККД, який **відрізняється** тим, що містить універсальний модуль вхідного дозвукового та надзвукового пристрою 1, що складається із зовнішній обичайки 38 та центрального тіла 40, які формують канал газодинамічного тракту 10, який включає ротор осьового компресора низького тиску 37, перед яким у каналі газодинамічного тракту 10 розташовано перше по ходу газового потоку робоче колесо 23, яке не стискує газовий потік, а служить тільки обертовим направляючим апаратом з заданим законом обертання, яке жорстко зв'язане з вихідним внутрішнім валом 35 редуктора 14 КНТ, на протилежному кінці якого жорстко встановлене ведене зубчасте колесо 33, яке через проміжні зубчасті колеса 28, 29, жорстко встановлених на проміжному валу редуктора КНТ 30, зв'язане з ведучим зубчастим колесом 32, яке жорстко встановлене на привідному валу редуктора 31, а ротор осьового компресора низького тиску 37 жорстко зв'язане з зовнішнім коаксіальним вихідним валом редуктора 36, на протилежному кінці якого жорстко встановлене ведене зубчасте колесо 34, яке через проміжні зубчасті колеса 27, 29, жорстко встановлених на проміжному валу 30 редуктора КНТ 14, зв'язане з ведучим зубчастим колесом 32, яке жорстко встановлене на привідному валу редуктора 31, при цьому передаточні відношення зубчастих коліс 27, 34, 28, 33, 29, 32 редуктора забезпечують збільшення обертів робочих коліс по ходу газового потоку, їх узгоджене з заданим законом обер-

2

тання, при якому гідравлічні кути β_1та β_2 лопаток обертового направляючого апарата забезпечують закручування газового потоку в зоні прискореного потоку протилежно напряму обертання обертового направляючого апарата 23 та ротора осьового компресора низького тиску 37, а модулі осьових компресорів середнього 2 та високого 3 тиску мають, наприклад, по три робочих колеса з окремим приводом через зубчасті колеса редукторів 15, 16, передаточні відношення котрих забезпечують збільшення їх оборотів по ходу потоку, при цьому перші робочі колеса 17, 18 модулів осьових компресорів середнього 2 та високого 3 тиску, які виконані у вигляді роторів з двома, наприклад, робочими колесами, жорстко зв'язані з привідним валом ротора турбіни 19 і мають однакові обороти, а треті робочі колеса 20, 21 модулів осьових компресорів середнього 2 та високого 3 тиску виконано у вигляді ротора з двома, наприклад, робочими колесами, а на вихідному перерізі реактивного сопла Лаваля 7 розташовані регулюючі стулки 8, при цьому розрахунок тяги та польотного (тягового) ККД двигуна виконаний за формулами:

$R = P^*{}_{Нср}F_{Нср} - P_C F_C$, при $V_П = 0$,

$R' = P^{*\prime}{}_{Нср} F'_{Нср} - P'_C F'_C$, при $V_П > 0$,

де $P^{*\prime}{}_{Нср} = P^*{}_{Нср} \pm \Lambda P^*{}_{Нср}$.

$$\eta_T = \left(1 - \frac{P_C F_C}{P^*{}_{Нср} F_{Нср}}\right) \cdot 100\%, \text{ при } V_П = 0,$$

$$\eta_n = \left(1 - \frac{P'_C F'_C}{P^{*\prime}{}_{Нср} F_{Нср}}\right) \cdot 100\%, \text{ при } V_П > 0,$$

де R - тяга ТРДФ при $V_П=0$;

$V_П$ - швидкість польоту;

$P^*{}_{Нср}$ - статичний тиск загальмованого потоку у перерізі Г-Г ТРДФ при $V_П=0$;

$F_{Нср}$ - площа газодинамічного тракту у перерізі Г-Г ТРДФ;

$P^*{}_{Нср} F_{Нср}$ - середня первинна рушійна сила від зміни статичного тиску газового потоку у перерізі Г-Г зони К-С ТРДФ при $V_П=0$, приведена до зони спокійного потоку Н, термін "первинна" стосується дії, тобто спочатку іде зміна статичних тисків (ста-

(19) UA (11) 58769 (13) U

УКРАЇНА

(19) UA (11) 66619 (13) U

(51) МПК (2011.01)
F02C 7/04 (2006.01)
F04D 27/02 (2006.01)
F02K 1/00
F02K 3/00

ДЕРЖАВНА СЛУЖБА ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ ВЛАСНОСТІ УКРАЇНИ

ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА КОРИСНУ МОДЕЛЬ

(54) ТУРБОРЕАКТИВНИЙ ДВОКОНТУРНИЙ ДВИГУН

1 2

(21) u201107779
(22) 20.06.2011
(24) 10.01.2012
(46) 10.01.2012, Бюл.№ 1, 2012 р.
(72) МАМЕДОВ БОРИС ШАМШАДОВИЧ
(73) ЗАПОРІЗЬКИЙ НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
(57) Турбореактивний двоконтурний двигун, що містить корпус, дозвуковий повітрозабірник, компресори низького, середнього та високого тиску, камеру горіння, турбіни низького, середнього та високого тиску, вихідні сопла, який **відрізняється** тим, що містить перше по ходу газового потоку робоче колесо, яке є обертовим напрямним апаратом з заданим законом обертання, яке зв'язано з внутрішнім привідним валом ротора турбіни низького тиску, нерухомий напрямний апарат по першому та другому контуру, розташований за обертовим напрямним апаратом та жорстко зв'язаний з корпусом двигуна, до якого жорстко кріпляться повітрозабірник і нерухомий напрямний апарат другого контуру, який по внутрішньому діаметру зв'язаний з зовнішнім корпусом компресора середнього тиску, ротор якого жорстко зв'язаний з привідним коаксіальним валом ротора турбіни середнього тиску, і на якому закріплено друге по ходу газового потоку робоче колесо ротора компресора середнього тиску.

Корисна модель належить до галузі авіадвигунобудування.

Відомо, що згідно єдиної теорії рушіїв на неперервних потоках, виведення формули тяги та польотного (тягового) ККД для любих турбореактивних двоконтурних двигунів (ТРДД) не відрізняється від аналогічного для гребних або повітряних гвинтів, оскільки тяга любого рушія на неперервних потоках, включаючи усі ТРДД, див. [1], [2], розраховується згідно кінематичного аналізу, або рівняння Ейлера за формулами:

$$R = P^*_{H_{ср}} F_{H_{ср}} - P_C F_C \text{, при } V_п = 0, \quad (1)$$

$$R' = P^{*/}_{H_{ср}} F_{H_{ср}} - P'_C F'_C \text{, при } V_п > 0, \quad (2)$$

де $P^{*/}_{H_{ср}} = P^*_{H_{ср}} \pm \Delta P^*_{H_{ср}}$,

$P^*_{H_{ср}} = P^*_Г$ - статичний тиск газового потоку у середньому перерізі Г-Г, див. [3], с. 16, рис. 1.1, перед першим сопловим апаратом турбіни при $V_п = 0$;

$F_{H_{ср}}$ - площа газодинамічного тракту у середньому перерізі Г-Г;

P_C - статичний тиск газового потоку у вихідному перерізі С-С вихідного сопла першого та другого контурів при $V_п = 0$;

F_C - сумарна площа газодинамічного тракту у вихідних перерізах С-С нерегульованих вихідних соплах першого та другого контурів;

$P^{*/}_{H_{ср}}$ - статичний тиск газового потоку у середньому перерізі Г-Г перед першим сопловим апаратом турбіни при $V_п > 0$;

$\pm \Delta P^*_{H_{ср}}$ - зниження (-), чи збільшення (+) статичного тиску газового потоку у середньому перерізі Г-Г перед першим сопловим апаратом турбіни при $V_п > 0$;

P'_C - статичний тиск газового потоку у вихідному перерізі С-С нерегульованого вихідного сопла першого та другого контурів при $V_п > 0$.

Аналіз формули тяги ТРДД (1), (2) показує, що при $V_п \geq 0$ тяга ТРДД залежить від статичного тиску газового потоку у середньому перерізі Г-Г

(19) UA (11) 66619 (13) U

УКРАЇНА

(19) UA (11) 66620 (13) U

(51) МПК (2011.01)
F02C 7/04 (2006.01)
F04D 27/02 (2006.01)
F02K 1/00
F02K 3/00

ДЕРЖАВНА СЛУЖБА ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ ВЛАСНОСТІ УКРАЇНИ

ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА КОРИСНУ МОДЕЛЬ

видається під відповідальність власника патенту

(54) ТУРБОРЕАКТИВНИЙ ДВОКОНТУРНИЙ ДВИГУН

(21) u201107780
(22) 20.06.2011
(24) 10.01.2012
(46) 10.01.2012, Бюл.№ 1, 2012 р.
(72) МАМЕДОВ БОРИС ШАМШАДОВИЧ
(73) ЗАПОРІЗЬКИЙ НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
(57) Турбореактивний двоконтурний двигун, що містить дозвуковий повітрозабірник, компресори низького, середнього та високого тиску, що мають корпуси, камеру горіння, турбіни низького, середнього та високого тиску, вихідні сопла, який **відрізняється** тим, що містить перше по ходу газового потоку робоче колесо, яке є обертовим напрямним апаратом з заданим законом обертання, яке з'єднано з ротором компресора низького тиску та жорстко зв'язано з внутрішнім привідним валом ротора турбіни низького тиску, нерухомий напрямний апарат першого та другого контуру, який розташований за обертовим напрямним апаратом та жорстко зв'язаний з корпусом компресора низького тиску, до якого жорстко кріпляться повітрозабірник і нерухомий напрямний апарат другого контуру, який по внутрішньому діаметру зв'язаний з зовнішнім корпусом компресора середнього тиску, ротор якого жорстко зв'язаний з привідним коаксіальним валом ротора турбіни середнього тиску, та друге по ходу газового потоку робоче колесо, яке розташовано на одному роторі компресора низького тиску з обертовим напрямним апаратом, причому лопатки другого по ходу газового потоку робочого колеса мають гідравлічний кут β_1, більший ніж гідравлічний кут β_1 лопаток обертового напрямного апарата в межах коефіцієнта витрати газового потоку.

(19) UA (11) 66620 (13) U

Корисна модель належить до галузі авіадвигунобудування.

Відомо, що згідно єдиної теорії рушіїв на неперервних потоках, виведення формули тяги та польотного (тягового) ККД для любих турбореактивних двоконтурних двигунів (ТРДД) не відрізняється від аналогічного для гребних або повітряних гвинтів, оскільки тяга любого рушія на неперервних потоках, включаючи усі ТРДД, див. [1], [2], розраховується згідно кінематичного аналізу, або рівняння Ейлера за формулами:

$$R = P^*_{H_{ср}} F_{H_{ср}} - P_C F_C, \text{ при } V_П = 0, \quad (1)$$

$$R' = P^{*/}_{H_{ср}} F_{H_{ср}} - P'_C F'_C, \text{ при } V_П > 0, \quad (2)$$

де $P^{*/}_{H_{ср}} = P^*_{H_{ср}} \pm \Delta P^*_{H_{ср}}$,

$P^*_{H_{ср}} = P^*_Г$ - статичний тиск газового потоку у середньому перерізі Г-Г, див. [3], с. 16, рис. 1.1, перед першим сопловим апаратом турбіни при $V_П = 0$;

$F_{H_{ср}}$ - площа газодинамічного тракту у середньому перерізі Г-Г;

P_C - статичний тиск газового потоку у вихідному перерізі С-С вихідного сопла першого та другого контурів при $V_П = 0$;

F_C - сумарна площа газодинамічного тракту у вихідних перерізах С-С нерегульованих вихідних соплах першого та другого контурів;

$P^{*/}_{H_{ср}}$ - статичний тиск газового потоку у середньому перерізі Г-Г перед першим сопловим апаратом турбіни при $V_П > 0$;

$\pm \Delta P^*_{H_{ср}}$ - зниження (-), чи збільшення (+) статичного тиску газового потоку у середньому пере-

УКРАЇНА

(19) UA (11) 66621 (13) U

(51) МПК (2011.01)
F02C 7/04 (2006.01)
F04D 27/02 (2006.01)
F02K 1/00
F02K 3/00

ДЕРЖАВНА СЛУЖБА ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ ВЛАСНОСТІ УКРАЇНИ

ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА КОРИСНУ МОДЕЛЬ

(54) ТУРБОРЕАКТИВНИЙ ДВОКОНТУРНИЙ ДВИГУН

(21) u201107781
(22) 20.06.2011
(24) 10.01.2012
(46) 10.01.2012, Бюл.№ 1, 2012 р.
(72) МАМЕДОВ БОРИС ШАМШАДОВИЧ
(73) ЗАПОРІЗЬКИЙ НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

(57) Турбореактивний двоконтурний двигун, що містить дозвуковий повітрозабірник, компресори низького, середнього та високого тиску, що мають корпуси, камеру горіння, турбіни низького, середнього та високого тиску, вихідні сопла, який **відрізняється** тим, що містить перше по ходу газового потоку робоче колесо, яке по першому контуру є обертовим напрямним апаратом з заданим законом обертання, а по другому працює в режимі стиснення газового потоку, яке розташовано на роторі компресора низького тиску та зв'язано з внутрішнім привідним валом ротора турбіни низького тиску, нерухомий напрямний апарат по першому контуру, який розташований за обертовим напрямним апаратом по першому контуру та жорстко зв'язаний з корпусом компресора низького тиску по першому контуру, до якого кріпиться нерухомий напрямний апарат по другому контуру, який по зовнішньому діаметру зв'язаний з зовнішнім корпусом компресора низького тиску по другому контуру, до якого кріпиться повітрозабірник, та друге по ходу газового потоку робоче колесо по першому контуру, яке розташовано на одному роторі компресора низького тиску з обертовим напрямним апаратом, причому лопатки другого по ходу газового потоку робочого колеса мають гідравлічний кут β_1, більший ніж гідравлічний кут β_1 лопаток обертового напрямного апарата в межах коефіцієнта витрати газового потоку.

(19) UA (11) 66621 (13) U

Корисна модель належить до галузі авіадвигунобудування.

Відомо, що згідно єдиної теорії рушіїв на неперервних потоках, виведення формули тяги та польотного (тягового) ККД для любих турбореактивних двоконтурних двигунів (ТРДД) не відрізняється від аналогічного для гребних або повітряних гвинтів, оскільки тяга любого рушія на неперервних потоках, включаючи усі ТРДД, див. [1], [2], розраховується згідно кінематичного аналізу, або рівняння Ейлера за формулами:

$$R = P^{*}_{H_{cp}} F_{H_{cp}} - P_C F_C, \text{ при } V_П = 0, \quad (1)$$

$$R' = P^{*/}_{H_{cp}} F_{H_{cp}} - P'_C F'_C, \text{ при } V_П > 0, \quad (2)$$

де $P^{*/}_{H_{cp}} = P^{*}_{H_{cp}} \pm \Delta P^{*}_{H_{cp}}$,

$P^{*}_{H_{cp}} = P^{*}_{Г}$ - статичний тиск газового потоку у середньому перерізі Г-Г, див. [3], с. 16, рис. 1.1, перед першим сопловим апаратом турбіни при $V_п=0$;

$F_{H_{cp}}$ - площа газодинамічного тракту у середньому перерізі Г-Г;

P_C - статичний тиск газового потоку у вихідному перерізі С-С вихідного сопла першого та другого контурів при $V_п=0$;

F_C - сумарна площа газодинамічного тракту у вихідних перерізах С-С нерегульованих вихідних соплах першого та другого контурів;

$P^{*/}_{H_{cp}}$ - статичний тиск газового потоку у середньому перерізі Г-Г перед першим сопловим апаратом турбіни при $V_п>0$;

$\pm \Delta P^{*}_{H_{cp}}$ - зниження (-), чи збільшення (+) статичного тиску газового потоку у середньому перерізі Г-Г перед першим сопловим апаратом турбіни при $V_п>0$;

P'_C - статичний тиск газового потоку у вихідному перерізі С-С нерегульованого вихідного сопла першого та другого контурів при $V_п>0$.

УКРАЇНА

(19) UA (11) 66622 (13) U

(51) МПК (2011.01)
F02C 7/04 (2006.01)
F04D 27/02 (2006.01)
F02K 1/00
F02K 3/00

ДЕРЖАВНА СЛУЖБА ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ ВЛАСНОСТІ УКРАЇНИ

видається під відповідальність власника патенту

ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА КОРИСНУ МОДЕЛЬ

(54) ТУРБОРЕАКТИВНИЙ ДВОКОНТУРНИЙ ДВИГУН

1 2

(21) u201107782
(22) 20.06.2011
(24) 10.01.2012
(46) 10.01.2012, Бюл.№ 1, 2012 р.
(72) МАМЕДОВ БОРИС ШАМШАДОВИЧ
(73) ЗАПОРІЗЬКИЙ НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
(57) Турбореактивний двоконтурний двигун, що містить дозвуковий повітрозабірник, компресори низького, середнього та високого тиску, що мають корпуси, камеру горіння, турбіни низького, середнього та високого тиску, вихідні сопла, який **відрізняється** тим, що містить перше по ходу газового потоку робоче колесо, яке по першому контуру є тільки обертовим напрямним апаратом з заданим законом обертання, а по другому контуру працює у режимі стиснення газового потоку, яке зв'язано з внутрішнім привідним валом ротора турбіни низького тиску, нерухомий напрямний апарат по першому контуру, який розташований за обертовим напрямним апаратом по першому контуру та жорстко зв'язаний з корпусом компресора середнього тиску, з яким зв'язаний нерухомий напрямний апарат по другому контуру, який по зовнішньому діаметру зв'язаний з зовнішнім корпусом компресора низького тиску по другому контуру, до якого кріпиться повітрозабірник, та друге по ходу газового потоку робоче колесо по першому контуру, яке розташовано на роторі компресора середнього тиску, який жорстко зв'язано з коаксіальним привідним валом ротора турбіни середнього тиску.

Корисна модель належить до галузі авіадвигунобудування.

Відомо, що згідно єдиної теорії рушіїв на неперервних потоках, виведення формули тяги та польотного (тягового) ККД для любих турбореактивних двоконтурних двигунів (ТРДД) не відрізняється від аналогічного для гребних або повітряних гвинтів, оскільки тяга любого рушія на неперервних потоках, включаючи усі ТРДД, див. [1], [2], розраховується згідно кінематичного аналізу, або рівняння Ейлера за формулами:

$$R = P^{*}_{H_{cp}} = F_{H_{cp}} - P_C F_C$$, при $V_п=0$, (1)

$$R' = P^{*/}_{H_{cp}} F_{H_{cp}} - P'_C F'_C$$, при $V_п>0$, (2)

де $P^{*/}_{H_{cp}} = P^{*}_{H_{cp}} \pm \Delta P^{*}_{H_{cp}}$

$P^{*}_{H_{cp}} = P^{*}_{г}$ - статичний тиск газового потоку у середньому перерізі Г-Г, див. [3], с. 16, рис. 1.1, перед першим сопловим апаратом турбіни при $V_п=0$;

$F_{H_{cp}}$ - площа газодинамічного тракту у середньому перерізі Г-Г;

P_c - статичний тиск газового потоку у вихідному перерізі С-С вихідного сопла першого та другого контурів при $V_п=0$;

F_c - сумарна площа газодинамічного тракту у вихідних перерізах С-С нерегульованих вихідних соплах першого та другого контурів;

$P^{*/}_{H_{cp}}$ - статичний тиск газового потоку у середньому перерізі Г-Г перед першим сопловим апаратом турбіни при $V_п>0$;

$\pm \Delta P^{*}_{H_{cp}}$ - зниження (-), чи збільшення (+) статичного тиску газового потоку у середньому перерізі Г-Г перед першим сопловим апаратом турбіни при $V_п>0$;

P'_c - статичний тиск газового потоку у вихідному перерізі С-С нерегульованого вихідного сопла першого та другого контурів при $V_п>0$.

Аналіз формули тяги ТРДД (1), (2) показує, що при $V_п \geq 0$ тяга ТРДД залежить від статичного тиску газового потоку у середньому перерізі Г-Г перед першим сопловим апаратом турбіни високого тиску, $P_н$, який у свою чергу повністю залежить від зміни осьової абсолютної швидкості потоку C_{cp} у цьому ж перерізі. C_{cp} змінюється залежно від того,

(19) UA (11) 66622 (13) U

ДЛЯ ЗАМЕТОК

ДЛЯ ЗАМЕТОК

Научное издание

МАМЕДОВ БОРИС ШАМШАДОВИЧ

ЕДИНАЯ ТЕОРИЯ ДВИЖИТЕЛЕЙ НА НЕПРЕРЫВНЫХ ПОТОКАХ

Монография

Підп. до друку 19.12.2013р. Формат 60х84/16. Надруковано на різографі
Gestetner 6123CP. Ум.-друк. арк. 8,5. Наклад 300 прим. Зам. № 28-13.
Ціна договірна

Видавництво та друкарня "Технологічний Центр"
Свідоцтво про внесення суб’єкта видавничої справи ДК №4452 від 10.12.2012
Адреса: 61145, м. Харків, вул. Шатилова дача, 4
